



**ТЕОРИЯ И МЕТОДЫ
НАЧАЛЬНЫХ ЭТАПОВ
ПРОЕКТИРОВАНИЯ
АВИАЦИОННЫХ
ГТД**

Самара 1996

Государственный комитет Российской Федерации
по высшему образованию
Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П.Королева

В. Г. Маслов В. С. Кузьмичев
А. Н. Коварцев В. А. Григорьев

ТЕОРИЯ И МЕТОДЫ
НАЧАЛЬНЫХ ЭТАПОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ
АВИАЦИОННЫХ ГТД

Учебное пособие

Под редакцией
д-ра техн.наук
проф. В.Г.Маслова

С а м а р а
1996

ТЕОРИЯ И МЕТОДЫ НАЧАЛЬНЫХ ЭТАПОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ
АВИАЦИОННЫХ ГТД: Учеб. пособие / В.Г.Маслов, В.С.Кузьмичев,
А.Н.Коварцев, В.А.Григорьев; Под ред. В.Г.Маслова - Самар.гос.аэрокосм.ун-т.
Самара, 1996. 147 с.
ISBN 5-230-17000-X.

С современных позиций опережающего проектирования двигателей относительно ЛА рассматривается методология оптимизации, выбора и обоснования параметров авиационных ГТД. Предлагаются пути применения такой методологии на основе достижений теории и практики автоматизированного проектирования ГТД. Изложены вопросы оценки научно-технического уровня проекта ГТД в системе ЛА. Показано решающее значение поиска таких параметров ГТД, которые малочувствительны к многокритериальной оценке ЛА и к разным видам неопределенности, характерным для задач проектирования. Рассмотрены варианты гибких интеллектуализированных систем автоматизированного проектирования ГТД, способствующих решению рассмотренных проблем.

Предназначено для студентов и аспирантов авиационных вузов. Может быть полезно для научных и инженерно-технических работников, занимающихся проектированием ГТД. Выполнено на кафедре Теории двигателей летательных аппаратов.

Табл. 13. Ил. 49. Библиогр.: 28 назв.

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. Б.А.Пономарев
д-р техн. наук, проф. В.П.Данильченко

ISBN 5-230-17000-X

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 1996

© В. Г. Маслов, В. С. Кузьмичев,
А. Н. Коварцев, В. А. Григорьев

ПРЕДИСЛОВИЕ

Разработка проекта авиационного ГТД - это относительно небольшой по продолжительности, но чрезвычайно важный по принимаемым решениям период жизненного цикла двигателя. В результате проектирования формируются исходные данные как по двигателю, так и по большинству его элементов. Это, в конечном счете, предопределяет облик двигателя, особенности его конструктивного воплощения, характер технологических процессов при производстве и условия его эксплуатации.

Такие решения, учитывая назначение авиационных ГТД, должны приниматься на основе создания наиболее эффективной системы ГТД - ЛА. Опыт такого подхода к проектированию имеется как в зарубежной, так и в отечественной практике.

Специфика проблемы заключается в том, что в связи с разными сроками создания закладка проекта двигателя должна опережать закладку соответствующего ЛА на 3...5 лет. При таком подходе к проектированию параметры двигателя приходится выбирать на основе их предварительного согласования с прогнозными параметрами предполагаемого ЛА. При этом закладываемый научно-технический уровень проекта двигателя должен обеспечивать его конкурентоспособность к моменту выбора СУ для предполагаемого ЛА.

Очевидно, что при таком подходе к проектированию должна использоваться такая методология выбора оптимальных для ЛА параметров рабочего процесса ГТД, которая может учитывать результаты прогноза перспектив рынка двигателей и ЛА проектируемого типоразмера и назначения. При этом выбираемые параметры должны быть устойчивыми к возможным погрешностям прогноза исходных данных по ЛА, а газогенератор проектируемого ГТД в этих же целях должен иметь резервы развития по тяге.

В этой связи, учитывая, что в настоящее время двигателестроительные ОКБ оснащены мощными системами автоматизированного проектирования, важной и актуальной задачей является их модификация и дополнение специальными подсистемами САПР, позволяющими производить оптимизацию и выбор параметров ГТД, а также и относительное сопоставление в системе ЛА его научно-технического уровня с конкурирующими образцами как на внутреннем, так и на внешнем рынке. Это, в свою очередь, диктует необходимость подготовки специалистов, способных создавать и эксплуатировать такие подсистемы.

Многокритериальная оценка эффективности ЛА, прогнозный характер многих исходных проектных данных и технических требований и существенная длительность всего периода создания ГТД определяют один из важнейших практических аспектов современного проектирования авиационной силовой установки - определение оптимальных значений параметров двигателя в условиях значительной неопределенности исходной проектной информации. При выработке обоснований выбора параметров ГТД указанный характер исходной информации нельзя не принимать во внимание, так как это может существенно повлиять на достоверность и надежность результатов оптимизации параметров двигателя. В связи с этим само понятие "оптимальные для ЛА параметры ГТД" (а более строго - рациональные) нуждается в новом освещении. Все эти проблемы находят в непосредственной связи с проблемами дальнейшего развития возможностей современных САПР.

В данном учебном пособии на примере силовых установок для дозвуковых ЛА рассматривается комплекс проблем, возникающих на современном этапе при оптимизации и выборе параметров авиационных ГТД и возможные пути его решения. Материалы книги основаны на исследованиях авторов в области теоретических основ проектирования двигателей, на систематизации и анализе данных по созданным и проектируемым двигателям, а также на их личном опыте непосредственной разработки САПР авиационных ГТД и использования ее в учебном процессе.

На содержание книги значительное влияние оказало неоднократное обсуждение проблем оптимизации и выбора параметров ГТД со специалистами ОКБ, ЦИАМ и авиационных вузов.

Предисловие написано В.Г.Масловым и В.А.Григорьевым. Главы 1, 3 написаны В.Г.Масловым, раздел 3.5 - А.Н.Коварцевым. Глава 4 - В.Г.Масловым, В.С.Кузьмичевым, А.Н.Коварцевым и В.А.Григорьевым. Главы 2, 5 - В.Г.Масловым и В.С.Кузьмичевым. Глава 6 - В.С.Кузьмичевым (раздел 6.4 - совместно с В.А.Григорьевым). Основные условные обозначения соответствуют общепринятым в теории ВРД. Другие обозначения поясняются в тексте.

Авторы считают своим долгом выразить глубокую благодарность сотрудникам отраслевой научно-исследовательской лаборатории автоматизации проектирования кафедры теории двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета В.Н.Кургановой, А.Е.Деньгову, И.С.Минаевой за помощь в подготовке материалов и оформлении рукописи, а также рецензентам - д.т.н., проф. Б.А. Пономареву., д.т.н., проф. В.П. Данильченко и другим специалистам, принявшим участие в обсуждении работы и высказавшим много полезных замечаний.

Основные условные обозначения

$C_{уд}, C_e$ - удельный расход топлива,
 кг/(даН.ч), кг/(кН .ч),
 кг/(кВт.ч);
 $P_{дв}$ - тяга двигателя, кН;
 N - мощность двигателя, кВт;
 $\gamma_{дв}$ - удельный вес двигателя;
 π_k^* - степень повышения
 давления компрессора;
 π_v^* - степень повышения
 давления вентилятора;
 π_c - степень понижения
 давления в реактивном
 сопле;
 T_r^* - температура газа перед
 турбиной, К;
 m - степень двухконтурности;
 M - масса, кг;
 G_v - расход воздуха через
 компрессор, кг/с;

η_k^*, η_T^* - КПД компрессора,
 турбины;
 $H_{п}$ - высота полета, км;
 $V_{п}$ - скорость полета, км/ч
 (м/с);
 $L_{п}$ - дальность полета, км;
 a - себестоимость
 перевозок, руб./(т.км);
 $C_{т.км}$ - удельные затраты
 топлива ЛА, кг/(т.км),
 (гр/(п.км));
 γ - критерий оптимизации;
 $\Delta\gamma$ - допускаемое отклонение
 от экстремального
 значения критерия
 оптимизации, %;
 $X_{на}$ - подмножество
 наиболее выгодных
 параметров рабочего
 процесса ГТД;
 γ_e - эффективная удельная
 масса в системе ЛА,
 кг/даН.

Индексы

$*$ - параметры заторможенного
 потока;
 0 - параметры ГТД и ЛА,
 соответствующие $V_{п} = 0$
 при $P_0 = 101325$ Па и
 $T_0 = 288,15$ К;
 I - внутренний контур ТРДД;
 II - наружный контур ТРДД;

p - расчетный режим;
 $кр$ - крейсерский режим;
 $взл$ - взлетный режим;
 $рес$ - ресурс;
 $кн$ - коммерческая нагрузка;
 $су + т$ - суммарная масса СУ и
 топлива на ЛА.

Сокращения

ТВаД - турбовальный ГТД;
 СУ - силовая установка;
 ЛА - летательный
 аппарат;

ДПС - дозвуковой пассажирский
 самолет;
 СМС - средний магистральный самолет;
 ДМС - дальний магистральный самолет.

Глава 1. ПРОБЛЕМЫ ВЫБОРА ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

1.1. ОБЩИЙ ОБЗОР ПРОБЛЕМ ОПТИМИЗАЦИИ И ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Как объект проектирования авиационный ГТД представляет собой подсистему, входящую в состав сложной системы более высокого уровня - ЛА. Поэтому судить о том, насколько оптимальны выбранные параметры авиационного ГТД, можно только по приобретенной вследствие этого эффективности ЛА.

Развитие современной газотурбинной авиации показывает, что ее совершенствование во многом определялось и определяется эффективностью СУ. Последняя существенно зависит от таких основных технических данных двигателя, как удельный расход топлива ($C_{уд}$) и удельный вес ($\gamma_{дв}$).

Последние три десятилетия наиболее интенсивно развивались двухконтурные турбореактивные двигатели, ставшие в этот период преобладающим типом авиационных ГТД. Из статистических данных / 4 /, приводимых на рис.1.1 и 1.2, видно, как, например, происходило

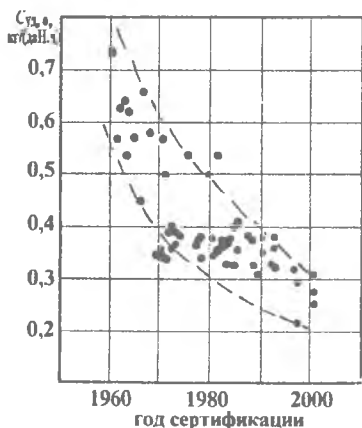


Рис.1.1. Совершенствование удельного расхода топлива на взлетном режиме ГТДД для магистральных самолетов в период 1960 - 2000 г.г. ($P_{взл} = 60...260$ кН):

--- - границы диапазона достигнутых значений

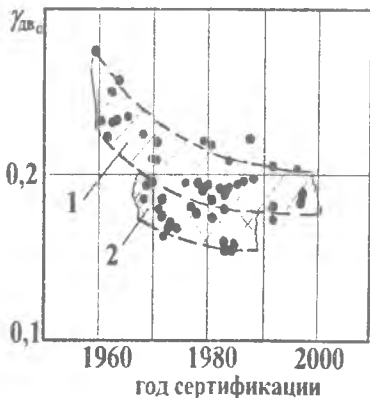


Рис.1.2. Совершенствование удельного веса $\gamma_{дв}$ ГТДД для магистральных самолетов в период 1960 - 2000 г.г.:

--- - границы диапазонов достигнутых значений;

1 - $P_{взл} = 60...180$ кН; 2 - $P_{взл} = 180...260$ кН

совершенствование в этот период величин $C_{уд}$ и $\gamma_{дв}$ у характерных типоразмеров ТРДД для дозвуковых ЛА. На этих рисунках также нанесены известные проектные проработки ожидаемых величин удельных параметров таких ТРДД к 2000 году /25, 28/.

Видно, что авиадвигателестроительные фирмы в период 1960-2000 гг. методично шаг за шагом стремятся улучшить важнейшие показатели совершенства ТРДД. Закономерности такого изменения величин $C_{уд}$ и $\gamma_{дв}$ у данного вида ТРДД определялись развитием параметров рабочего процесса ГТД - и в первую очередь непрерывным повышением величин $T_{г}^*$, π_k^* и m (рис. 1.3-1.5).

Однако, как видно, например, из рис. 1.4 и 1.5, значения таких параметров рабочего процесса, как π_k^* и m , всегда выбирались все же существенно меньшими, чем те, которые обеспечивают минимум $C_{уд}$. Такой подход как бы противоречит тенденции, просматривающейся на рис. 1.1: с одной стороны, стремятся с каждым годом снизить $C_{уд}$, с трудом добываясь в последние годы $\delta C_{уд} = 1,5...2\%$ в год; с другой стороны, каждый год пренебрегают возможностью снизить $C_{уд}$ на 8...15% за счет выбора значений π_k^* и m соответствующих $C_{удmin}$. Однако это противоречие только кажущееся. Выбору значений π_k^* и m соответствующих $C_{удmin}$ препятствует пока при прочих равных условиях недопустимое для ЛА возрастание массы и габарита СУ, ухудшающее его основные технико-экономические показатели.

В связи с этим противоречием стремятся при оптимизации параметров ГТД определить такое сочетание величин $C_{уд}$, $\gamma_{дв}$ и габарита СУ, которое обеспечит проектируемому ЛА эффективность, близкую к максимальной. А эта задача, как показывает опыт проектирования, зачастую существенно отличается от случая $C_{удmin}$. С другой стороны, эффективность современных ЛА характеризуется не одним, а несколькими критериями (летными, техническими, экономическими и т.п.).

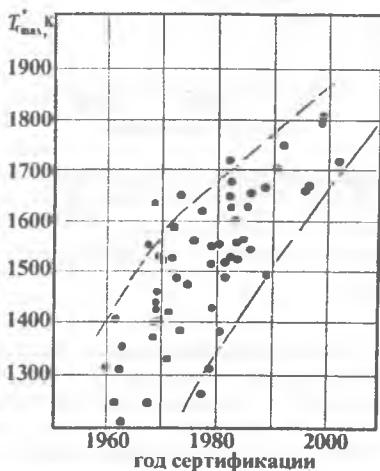


Рис. 1.3. Изменение максимальной температуры газа перед турбиной ТРДД для магистральных самолетов в период 1960 - 2000 гг.

(— — — границы диапазона достигнутых значений)

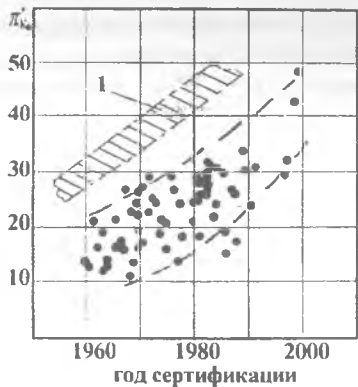


Рис. 1.4. Изменение степени повышения давления в компрессоре на взлетном режиме ТРДД для магистральных самолетов в период 1960 - 2000 гг.: — — — границы диапазона достигнутых значений;

I - область значений $\pi_{к0}$, соответствующих

$C_{уд. min}$

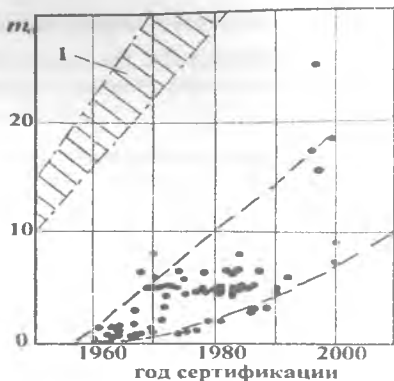


Рис.1.5. Изменение степени двухконтурности на взлетном режиме ТРДД для магистральных самолетов в период 1960 - 2000 г.г.:

— — — границы диапазона

достигнутых значений; I - область значений

m_0 , соответствующих $C_{уд. min}$

При этом влияние каждого из этих весьма разнородных критериев на выбор параметров СУ оказывается зачастую противоречивым. Так, например, экономическое совершенство эксплуатируемого дозвукового магистрального самолета при расчетных величинах дальности и производительности обычно оценивают по комплексу таких критериев как: затраты топлива на 1 т.км ($C_{ткм}$), весовая отдача ЛА по коммерческой нагрузке ($M_{кн}$), себестоимость перевозок (a) и величина прибыли за самолето-час $[(D-a)П]$ (где D - доходная ставка, а $П$ - производительность ЛА).

Исследования показывают, что каждому из этих критериев обычно соответствует свое значение оптимальных параметров ГТД.

При оценке эффективности вертолетов, для которых наиболее типично многоцелевое применение, в комплексную оценку кроме этих критериев могут входить / 18 /: стоимость вертолета-часа - $A_{час}$ (при нетранспортных работах ЛА: санитарные, учебные, административные и другие полеты), максимальная дальность полета - $L_{пmax}$ (аэрофотосъемка, облет ЛЭП и т.п.), особые виды производительности ($П_{с/х}$ - при сельскохозяйственных работах, $П_{кран}$ - при крановых работах вертолетов и ряд других). Таким образом, при оценке эффективности эксплуатируемого ЛА число критериев, входящих в комплексную оценку, может достигать 4...7. Для проектируемого ЛА количество критериев его оценки возрастает. Так, например, для учета стоимости ОКР и необходимых капиталовложений используют критерий приведенных затрат на 1 т.км ($a_{пр}$).

Кроме того, уровень совершенства конструкции ЛА контролируется в процессе проектирования на основе целого ряда критериев, характеризующих величину массы ЛА. К их числу относится прежде всего такой критерий, как взлетная масса ЛА (M_0). В наиболее распространенном случае выбора параметров ЛА для заданных значений расчетной (экономической) дальности полета (L_p), крейсерской скорости полета ($V_{кр}$), полезной нагрузки ($M_{кн}$), стоимости ($S_{ЛА}$) и ресурса ($T_{рес}$) величина M_0 является аналогом экономических критериев, косвенно характеризующим затраты материальных ресурсов на создание и эксплуатацию проектируемого ЛА.

При сравнительном анализе авиационных силовых установок разного типа широко используются также критерии типа $M_{су+т}$, т.е. величины суммарной массы силовой установки и потребного топлива для расчетной дальности полета. При прочих равных условиях СУ, обладающие меньшими величинами $M_{су+т}$, обеспечивают повышение эффективности ЛА.

Отличительной чертой критериев, оценивающих массу ЛА и его СУ, является их обязательное использование при проектировании наряду с любыми другими критериями, так как они служат наиболее надежным инструментом контроля за выполнением проектных показателей ЛА.

В последние годы развитие критериев технико-экономической оценки проектируемой системы ЛА происходит в направлении все более детального учета затрат на различных этапах всего будущего жизненного цикла системы. Помимо учета предполагаемых затрат на эксплуатацию ЛА, предпринимается попытка учета изменений ожидаемых затрат на ОКР и производство ЛА. В связи с этим в ряде случаев выбирают варианты проекта ЛА и ГТД, исходя из наименьшей величины стоимости всего жизненного цикла проектируемой системы:

$$S_{жл\lambda} = S_{изг} + S_{см} + S_{обсл} + S_{окр} + S_{кап} + S_{рем}$$

Таким образом, комплекс критериев оценки ЛА, по которому в настоящее время судят об эффективности проектируемого ГТД, может состоять из 7...8 и более показателей. В связи с этим большой практический интерес представляет исследование влияния критериальных различий на величину оптимальных параметров ГТД. При этом, естественно, возникает вопрос: можно ли найти такое сочетание параметров СУ, которое одновременно является практически оптимальным для всех критериев, входящих в комплекс оценки качества данного ЛА? А если невозможно, то ценой какого компромисса можно выбрать значения параметров ГТД, удовлетворяющие всему комплексу критериев оценки ЛА? Многокритериальная оценка эффективности ЛА определяет векторный характер задачи оптимизации его параметров и параметров его СУ. С другой стороны, величины каждого критерия оценки непосредственно зависят от исходных проектных данных как СУ, так и ЛА, большая часть которых определяется на основе прогнозных оценок.

При этом значительная часть исходных проектных данных ГТД и ЛА не может быть предсказана с высокой степенью точности, так как некоторые из них, принимаемые при оптимизации параметров ГТД в качестве заданных расчетных

констант. в условиях реальной эксплуатации ЛА представляют собой случайные величины ($T_{в}$, $L_{п}$, $M_{кн}$, $N_{п}$ и др.), а расчетные значения других обеспечить в процессе создания ГТД и ЛА не всегда удается ($\eta_{г}^*$, $\eta_{г}$, Voхл , Voтб , $S_{л.Сдв}$ и др.). Общее число таких проектных данных неоднозначной величины при создании различных схем ГТД для ДПС может достигать нескольких десятков. Так, например, на рис.1.6 показано изменение оптимальных значений параметров ТРДД для двух вариантов прогнозной оценки основных исходных проектных данных СУ и ЛА (выборка из 17 данных): варианта с современным уровнем значений этих данных и варианта, в котором все оценки ниже на 0,5...1%. Видно, что влияние даже такой небольшой неопределенности таково, что им уже невозможно пренебрегать.

В связи с рассмотренными выше особенностями задача оптимизации параметров ГТД приобретает многовекторный характер. Из этих особенностей следует, что с точки зрения математической постановки задачи оптимальных значений параметров ГТД, как таковых, строго говоря, не существует. С другой стороны, очевидно, могут существовать такие значения параметров ГТД, которые с допустимой степенью проигрыша

в пределах диапазона возможных изменений исходных проектных данных могут удовлетворять большинство предъявляемых к ГТД требований. Такие компромиссные значения параметров в инженерной практике обычно именуют рациональными. Условимся называть среди них оптимальными те, которые будут при этом находиться в пределах существующих допусков (1,5...2%) на важнейшие технико-экономические показатели ЛА и СУ.

Из опыта проектирования известно, что для выбора параметров ГТД обычно требуется рассмотреть вблизи их расчетных оптимумов несколько вариантов двигателя, чтобы оценить возможность выполнения важнейших технических требований и ограничений (сроки создания, нормы шума, заданный ресурс и т.д.). При этом необходимо принимать во внимание также и конструктивно-технологические возможности предприятия (наличие прототипа и перспективного

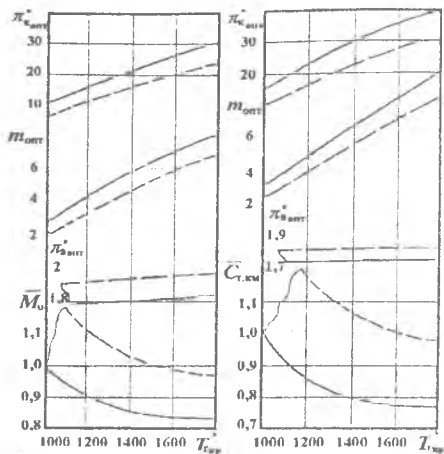


Рис.1.6. Зависимость параметров ТРДД для СМС, соответствующих минимумам критериев $C_{т.км}$ (б) и M_0 (а) при различных прогнозируемых оценках

исходных проектных данных по ГТД и ЛА от крейсерской температуры газа перед турбиной ($H = 11$ км. $V = 850$ км/ч. $L_p = 3500$ км. $M_{кн} = 16,7$ т):

- исходный вариант данных;
- - - ухудшенные на 0,5...1% данные

задела, так называемые конструктивные соображения, оснащенность и численность производственно-технологической службы и т.п.). Следовательно, помимо количественной неопределенности исходных данных, часть информации, которую требуется учесть при выборе параметров ГТД, вообще не может быть формализована и внесена в начальные условия оптимизации. Очевидно, что в таких случаях для выбора параметров ГТД недостаточно располагать знанием только детерминированных расчетных оптимумов, имеющих, в сущности, условное значение. Лицу, принимающему решения, необходимо иметь возможность отыскать такие сочетания параметров ГТД, при которых в условиях неопределенности исходных данных вероятность обеспечить запроектированную эффективность ЛА будет наибольшей.

Важнейшим требованием к такому сочетанию параметров двигателя является обеспечение их соответствия мировому научно-техническому уровню (НТУ) при минимальной степени риска.

Как показывает опыт проектирования, круг основных проблем, которые обычно требуется исследовать и решить при технико-экономическом обосновании выбора оптимальных параметров авиационного ГТД, весьма обширен. Среди них наиболее характерны следующие:

- обоснование выбора расчетного режима двигателя, согласованного с проектными параметрами ЛА;

- обоснование критериев оптимизации (т.е. обоснование среди критериев эффективности тех, по которым следует производить оптимизацию, и тех, которые следует использовать в качестве ограничений);

- обоснование выбора оптимальных параметров ГТД в условиях неопределенности исходных данных, наличия проектных ограничений, а также предположений и допущений расчетов;

- обоснование соответствия выбранных параметров ГТД мировому НТУ, оценка степени риска.

При решении каждой из этих проблем возможны различные подходы. Характерной особенностью наиболее распространенных подходов на сегодня является оптимизация параметров СУ в системе конкретного ЛА на основе его критериев эффективности.

Так, например, в работах И.Ф.Флорова, В.А.Сосунова, О.К.Югова, О.Д.Селиванова, Ю.И.Шальмана и др. исследователей выбор параметров основывается на отыскании или минимума суммарной массы двигателей и топлива для рассматриваемого ЛА, или себестоимости перевозок, дальности полета, взлетной массы ЛА и т.п.

В настоящее время существует много разновидностей такого подхода, разработанных проектировщиками как ГТД, так и ЛА. Статистика выбранных ими в конечном итоге параметров ГТД представлена на рис. 1.1-1.5. Из этих рисунков видно, насколько значительны расхождения в принятых решениях для различных образцов ГТД. Даже при одинаковом уровне температуры T_g^* выбранные значения π_k и m у двигателей ЛА, созданных для выполнения аналогичных задач, иногда отличаются почти в 1,5...2 раза.

Это указывает на то, что при выборе параметров ГТД во многих случаях, по-видимому, требуется существенно отступать от расчетных оптимальных значений. При этом какой-либо общей тенденции не наблюдается, напротив,

заметны сугубо индивидуальные особенности таких отступлений в каждом проекте или каждой модификации ГТД. Естественно, возникают вопросы: что же ограничивает и обуславливает такой выбор? Существуют ли при этом определенные закономерности? Очевидно, для того чтобы ответить на такие вопросы, необходимо проанализировать основные особенности как оптимизации, так и выбора параметров авиационных ГТД.

1.2. ПРОБЛЕМЫ ОПТИМИЗАЦИИ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Как известно, с методической точки зрения термогазодинамические расчеты ГТД всех типов можно разделить на две группы. К первой группе относится проектный расчет двигателя, в котором закладываются расчетные параметры рабочего процесса, размер двигателя и все характерные геометрические сечения проточной части ГТД. Система расчетных уравнений здесь определяется только характером рабочего процесса и условием наиболее выгодного использования свободной энергии ГТД.

К другой группе относится расчет характеристик двигателя, который основывается на данных, полученных в проектном расчете. Для этой группы расчетов характерно привлечение дополнительных уравнений, вытекающих из условий совместной работы элементов двигателя и программы регулирования ГТД. При этом независимо от того, будет ли использоваться в двигателе регулирование различных сечений его проточной части, каковы будут программа регулирования и диапазоны рабочих режимов и условий полета, исходный проектный расчет ГТД является единственным расчетным режимом двигателя, определяющим основные размеры проточной части двигателя и общий облик его компоновки и рабочего процесса. На основе этой единственной "расчетной точки" двигателя, используя характеристики компрессора и турбины, можно рассчитать сетки высотно-скоростных и дроссельных характеристик для данного варианта ГТД, позволяющие определить его ожидаемые показатели в различных условиях полета.

Однако для того, чтобы определить оптимальные параметры рабочего процесса проектируемого двигателя в его "расчетной точке", необходимо рассчитывать совершенно другой тип характеристик, который принято называть параметрическими характеристиками семейства ГТД для заданного ЛА. Каждой точке таких характеристик соответствует вариант двигателя, имеющий в зависимости от сочетания π_k^* , T_t^* и других параметров свою массу, свой удельный расход топлива и максимальный диаметр и свои проходные сечения газоздушного тракта, обладающий своими собственными высотно-скоростными характеристиками (ВСХ). Хотя все эти варианты имеют разную эффективность, все они обеспечивают потребную для расчетного режима ЛА тягу. Параметры ГТД, обеспечивающие в таких характеристиках максимум критерия эффективности ЛА, обычно рассматривают в качестве оптимальных.

Если при расчете ВСХ связь между параметрами рабочего процесса ГТД и значениями КПД η_k^* и η_t^* можно определить по теоретическим или статистическим характеристикам лопаточных машин, то при расчете характеристик семейства ГТД такой связи, вообще говоря, не существует.

Вероятностные характеристики изменения η_k^* и η_r^* в зависимости от параметров рабочего процесса ГТД изучены еще недостаточно. Поэтому расчет параметрических характеристик семейства ГТД типа, например, $S_{уд} = f(\pi_k^*)$ чаще всего производят на основе условных предпосылок для изэнтропического (η_s) или политропического (η_{pol}) КПД компрессоров и турбин: $\eta_s = \text{const}$ или $\eta_{pol} = \text{const}$ и т.п. Аналогично положение и с параметрической зависимостью для удельной массы ГТД, которая входит в состав большинства критериев эффективности СУ в системе ЛА. Эта зависимость еще менее изучена. Что касается экономических критериев, то при их расчете многие стоимостные исходные данные берутся на основе прогнозируемых оценок. Таким образом, большинство предпосылок и допущений, с которыми ведется расчет характеристик семейства ГТД для заданного ЛА, приводит к тому, что результаты оптимизации соответствуют лишь некоторым условным экстремумам выбранных критериев оценки. Поэтому важной задачей обоснования рассматриваемых оптимальных решений является оценка устойчивости оптимальных значений параметров двигателя при возможных изменениях исходных предпосылок, допущений и прогнозируемых оценок или отыскание тех значений параметров, которые соответствуют наименьшему техническому риску.

Другой особенностью оптимизации параметров ГТД является возможность выбора в качестве оптимизируемых параметров либо его выходных (т.е. удельных) параметров, либо входных (т.е. параметров рабочего процесса). При оптимизации проектных параметров рабочего процесса ГТД преследуется та же цель: найти наилучшее для ЛА сочетание известной триады его удельных параметров: $u_{дв}$, $S_{уд}$ и удельной лобовой тяги, т.е. такое, которое обеспечивает максимальную эффективность ЛА. Таким образом, методологически возможны два пути оптимизации параметров ГТД: по "внешним" и по "внутренним" параметрам. Однако если "внешней" оптимизации необходимо подвергать у всех типов ГТД всегда три выходных параметра, то число независимых переменных рабочего процесса двигателя, определяющих оптимальное сочетание его внешних параметров, может быть как больше, так и меньше трех. Поэтому для решения задач оптимизации параметров ГТД в условиях неопределенности исходных данных безразлично, какие параметры принимать в качестве независимых переменных - "внешние" или "внутренние".

Рабочий процесс ГТД в целом определяется большим числом параметров. Однако выбор значительной части из них ($\sigma_{вх}$, $\sigma_{сж}$, η_k^* , η_r^* , φ_c и т.п.) для расчетного режима осуществляется в столь узких пределах, что оценка их наиболее вероятных значений в условиях двигателестроительного ОКБ обычно не представляет особых затруднений. Поэтому оптимизировать необходимо лишь те параметры рабочего процесса, которые определяют замкнутую систему уравнений проектного термогазодинамического расчета двигателя и могут изменяться в широком диапазоне значений. Количество их зависит прежде всего от типа ГТД. Так, например, у наиболее сложного типа ГТД - ТРДД - систему уравнений проектного расчета, как известно, в общем случае определяют четырьмя параметрами: T_g^* , π_k^* , m и π_v^* . Значения остальных необходимых для расчета

параметров ($\eta_{г}^*$, $\eta_{к}^*$, $S_{кс}$, и др.) не оптимизируются, а прогнозируются. Выбор оптимальных значений $T_{г}^*$ пока во многих случаях ограничивает достигнутый конструктивно-технологический уровень горячей части двигателя. Из остающихся трех параметров у ТРДД ($\pi_{к}^*$, m , $\pi_{в}^*$) независимыми переменными с широким диапазоном возможных изменений являются только две, так как при каждом уровне свободной энергии, зависящем от $\pi_{к}^*$ и $T_{г}^*$, выбранная степень двухконтурности m полностью определяет сравнительно узкие пределы изменения $\pi_{в}^*$.

Таким образом, для ТРДД можно оптимизировать по критериям эффективности ЛА или три независимых переменных рабочего процесса ($x_1 = \pi_{к}^*$, $x_2 = m$, $x_3 = \pi_{в}^*$), или даже только две первые, накладывая на третью переменную ограничение типа равенства, определяемого из конструктивных соображений (например, $\pi_{в}^* = const$), либо на основе широко распространенного принципа оптимального распределения энергии между контурами (т.е. из условия $C_{с11} / C_{с1} \approx \eta_{в}^* \cdot \eta_{пв} \cdot \varphi_{с11}^2 / \varphi_{с1}^2$, что соответствует минимуму критерия Суд). Как показывают расчетные исследования, возникающая при этом погрешность невелика (табл. 1.1).

Таблица 1.1

$H = 11 \text{ км}; M = 0,8; P_{взл} = 150 \dots 200 \text{ кН}$ $\bar{m}_{opt} = \frac{m_{opt} \text{ при } (\pi_{вopt} Y)}{m_{opt} \text{ при } (\pi_{вopt} Суд)}$; $\bar{\pi}_{kopt} = \frac{\pi_{kopt} \text{ при } (\pi_{вopt} Y)}{\pi_{kopt} \text{ при } (\pi_{вopt} Суд)}$; $\bar{\pi}_{vopt} = \frac{\pi_{vopt} Y}{\pi_{vopt} Суд}$							
$T_{г.кр}^* = 1350 \text{ К}; L_{п} = 2000 \text{ км}$				$T_{г.кр}^* = 1600 \text{ К}; L_{п} = 5500 \text{ км}$			
\bar{m}_{opt}	$\bar{\pi}_{kopt}$	$\bar{\pi}_{vopt}$	\bar{Y}_{min}	\bar{m}_{opt}	$\bar{\pi}_{kopt}$	$\bar{\pi}_{vopt}$	\bar{Y}_{min}
Критерий оптимизации ЛА $Y_1 = M_0$							
0,975	0,987	1,056	1,002	0,956	0,983	1,058	1,01
Критерий оптимизации ЛА $Y_2 = C_{т.км}$							
0,993	0,999	1,021	1,002	0,988	0,942	1,047	1,013

Аналогичное рассмотрение в случае самолетных ТВД и ТВВД позволяет сделать вывод о необходимости оптимизации у них только двух параметров рабочего процесса: $\pi_{к}^*$ и $\pi_{с}$ (величина $\pi_{с}$ у ТВД также может быть исключена из числа независимых переменных путем наложения ограничения, определяющего оптимальное распределение свободной энергии между винтом и реактивной струей,

соответствующее условию $\frac{C_{с}}{V_{п}} = \frac{\varphi_{с}^2}{\eta_{в} \cdot \eta_{пв} \cdot \eta_{рсд}}$, при котором достигается $S_{удmin}$).

При оптимизации π_c по критериям эффективности ЛА требуется дополнительно учитывать его влияние на массу турбины, редуктора и винта.

В случае вертолетных ГТД, как известно, распределять оптимальным образом свободную энергию между винтом и реактивной струей не требуется, поэтому здесь речь может идти об оптимизации или двух параметров рабочего процесса π_k^* и T_T^* (если задается допустимая температура деталей турбины), или только одного - π_k^* (в случае выбранного уровня температуры T_T^*).

Очевидно, что в условиях неопределенности большого числа исходных данных и многокритериальной оценки эффективности ГТД в системе ЛА выбор в качестве независимых переменных минимально необходимого числа параметров рабочего процесса СУ является одним из рациональных путей решения векторных задач оптимизации параметров ГТД.

1.3. ПРОБЛЕМЫ ВЫБОРА РАСЧЕТНОГО РЕЖИМА АВИАЦИОННЫХ ГТД

Для оптимизации проектных параметров авиационных ГТД необходимо выбрать режим, на котором целесообразнее всего производить указанную оптимизацию, а следовательно, и закладывать проектный расчет двигателя. По траектории полета ЛА (взлет, набор высоты, крейсерский полет, снижение и др.) двигатель поочередно работает на разных режимах - взлетном, крейсерском, малого газа и др. Кроме этих характерных эксплуатационных режимов при проектировании ГТД рассматривается также ряд специальных предельных режимов:

- полет с максимальной скоростью у земли;
- полет с максимальным скоростным напором на высоте;
- взлет при пониженном барометрическом давлении и повышенной температуре воздуха.

Каждому из этих режимов соответствуют разные высоты и скорости полета, разные значения температуры T_T^* , тяги, удельного расхода топлива и других параметров двигателя. Все это многообразие эксплуатационных условий должно быть как-то отражено в выборе параметров ГТД для того единственного режима, который должен быть принят в качестве расчетного. Таким образом, существует два взаимосвязанных вопроса: какой из эксплуатационных режимов двигателя наиболее целесообразно принять в качестве расчетного и как учесть при оптимизации параметров расчетного режима влияние других рабочих режимов двигателя.

С момента появления авиационных ГТД все они обычно рассчитывались на взлетный режим, что позволяло одновременно учесть требования к взлетной тяговооруженности ЛА и прочности двигателя. Чтобы установить, что, например, у ГТД дозвуковых магистральных самолетов более целесообразно закладывать в качестве расчетного высотный крейсерский режим, потребовалось немало лет.

Однако вопрос о том, как наиболее целесообразно учитывать при проектировании ГТД влияние остальных режимов полетного цикла, в первую

очередь таких, как взлет, набор высоты и снижение, однозначного решения не имеет, так как последнее зависит от целей проводимых оптимизационных исследований. Известно, например, что затраты на набор высоты могут достигать у некоторых ЛА от 20 до 50% нормального запаса топлива. С учетом этого факта, а также из общего выражения для затрат топлива на подъем ЛА

$$M_{\text{топ}} = \int_{H_1}^{H_2} \frac{P_{\text{лв}} C_{\text{уд}}}{3600 V} dH,$$

казалось бы, должно следовать, что существуют значительные резервы экономии топлива на этом этапе полета за счет соответствующей оптимизации параметров СУ. Однако, как было установлено И.Ф.Флоровым / 20 /, в качестве основного критерия, характеризующего экономичность СУ на неустановившихся режимах полета, может быть принята величина так называемой "потерянной дальности", представляющая собой разность дальностей при одинаковых затратах топлива в случае полета самолета по истинной траектории и по траектории Брегга. Теоретическим путем он доказал, что потерянная дальность у большинства дозвуковых ЛА невелика и что на большей части участка разгона возможности какой-либо существенной оптимизации управлением СУ почти отсутствуют (в связи с обычным ограничением здесь максимально допускаемого режима). Эти положения косвенно подтверждаются также и статистическими исследованиями Е.А.Овруцкого / 10 /, который показал, что для характерных рейсов (полетных циклов) у большинства существующих ДПС всех типов превышение среднечасового расхода топлива вследствие различных эволюций ЛА (взлет, рулежка, набор высоты, снижение и др.) над крейсерским расходом топлива ($G_{\text{т.сп}}/G_{\text{т.кр}} = \bar{M}_{\text{топ}}$) невелико, составляет 5...15 %, зависит в основном от расчетной дальности полета и может быть определено статистическим путем как функция от $L_{\text{п}}$. На основании этого исследования выражение для $\bar{M}_{\text{топ}}$ может быть записано следующим образом:

$$\bar{M}_{\text{топ}} = 1 + \frac{45,83}{L_{\text{п}}^{0,85}}.$$

Если учесть, что в общем виде на основе, например, критерия $M_{\text{су+т}}$, задача оптимизации параметров ГТД с учетом его многорежимного использования на ЛА формулируется следующим образом:

$$M_{\text{су+т}} = P_{\text{оудво}} + \int_0^L \frac{P_{\text{СУл}}}{V} L = M_{\text{дв}} + M_{\text{гнз}} + \sum_1^n G_{\text{гн}} \cdot t_i \rightarrow \min \quad (1.1)$$

где $L_{\text{п}} = \sum_1^n V_i \cdot t_i$ - расчетная дальность полета; i - характерные режимы работы ГТД на ЛА (рулежка, набор высоты, крейсерский полет, снижение и т.д.); $M_{\text{гнз}}$ - масса навигационного запаса топлива на ЛА, то влияние разных режимов

эксплуатации СУ на ЛА в принципе возможно учесть при оптимизации параметров на расчетном режиме ГТД как путем использования поправки на соответствующий перерасход топлива ЛА, так и путем непосредственного расчета затрат топлива ЛА на участках разгона - набора высоты и снижения - торможения. При использовании первого подхода к учету влияния неустановившихся режимов полета на оптимальные параметры рабочего процесса ГТД значительно упрощается решение задач оптимизации в предварительных поисковых исследованиях, так как для установившегося крейсерского режима можно минимизировать непосредственно целевые функции (например, $M_{су+т} = M_{су} + M_{т.кр} \cdot \bar{M}_{топ} \cdot t_{п}$), а не функционалы типа выражения (1.1). Что касается конкретного проектирования, то здесь преимущественно используют второй подход. Для этого задаются расчетным полетным циклом ЛА и итерационным путем определяют требуемые режимы работы ГТД и затраты топлива на указанных участках. Описание соответствующих методик приводится в работе / 22 /.

Из выражения (1.1) следует, что на оптимальные параметры для расчетного режима ГТД влияет не только расход топлива, но и масса двигателя. Очевидно, что перерасход топлива на неустановившихся режимах полета приведет к возрастанию взлетной массы ЛА, а следовательно, и потребной тяги и соответственно массы СУ. Очевидно также, что масса ГТД и его ресурс должны зависеть от параметров наиболее напряженных, а не крейсерских режимов работы двигателя. В качестве такого режима чаще всего рассматривают взлетный режим при $t_{в} = 30$ с, $P_{п} = 730$ мм рт.ст. и $M_{п} = 0...0,25$. Поэтому для оптимизации параметров ГТД необходимо также располагать зависимостями его массы от параметров максимального режима.

Таким образом, существующие исследования позволяют сделать следующие выводы по выбору расчетных режимов:

для оптимизационных исследований перспективных ГТД при неопределенности полетного цикла предполагаемого ЛА допустимо использовать статистические данные по влиянию на среднечасовой расход топлива нерасчетных режимов работы СУ ($\bar{M}_{топ}$);

для оценки массы и ресурса ГТД требуется расчет характеристик каждого варианта анализируемого семейства ГТД на взлетном режиме, для чего необходимо располагать прогнозируемыми характеристиками компрессора и турбины и зависимостями массы ГТД от параметров его рабочего процесса.

Глава 2. КРИТЕРИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДВИГАТЕЛЕЙ В СИСТЕМЕ ЛА И ИХ ЗАВИСИМОСТЬ ОТ ОСНОВНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ ДАННЫХ

2.1. ОБЩИЕ КРИТЕРИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ГТД

В теории ВРД в качестве основополагающего критерия эффективности авиационных СУ принято рассматривать полный КПД ВРД:

$$\eta_o = \frac{3600 V_{\text{п}}}{C_{\text{уд}} H_{\text{и}}} = \frac{P_{\text{дв}} V_{\text{п}}}{G_{\text{т сек}} H_{\text{и}}}$$

Однако, известно, что если рассматривать СУ и ЛА как единое целое, то в соответствии с требованиями системного анализа необходимо, чтобы критерии, используемые для решения задач низшего уровня (СУ), логически совпадали с критериями более высокого уровня (ЛА), т.е. отвечали целям и задачам проектируемой системы в целом. Как следует из приведенной выше формулы для η_o , этим требованиям понятие полного КПД ВРД не удовлетворяет, так как значения оптимальных параметров ГТД, соответствующие $\eta_{o \text{ max}}$ ($C_{\text{уд min}}$), при прочих равных условиях не зависят ни от расчетной дальности полета ЛА, ни от массы СУ. В связи с этим величину η_o в качестве обобщенного критерия, характеризующего оптимальные для ЛА параметры рабочего процесса ГТД, применить нельзя.

Идея критерия оптимизации более высокого уровня, чем полный КПД ВРД, впервые была сформулирована основоположником теории оптимального согласования параметров самолета и двигателя И.Ф.Флоровым, который установил, что для оценки сравнительной эффективности авиационных СУ полный КПД ВРД, учитывающий внешнее сопротивление ($\eta_{o \text{ эф}}$), следует дополнительно уменьшать, умножая на некоторое соотношение тяг, характеризующее распределение затрат общей тяги СУ на провоз самой СУ и полезной нагрузки ЛА /20 /.

В нашей постановке задачи будем исходить из того, что основной задачей ЛА транспортного назначения является выполнение им максимально возможной полезной работы ($M_{\text{кн}} L_{\text{п}}$) при заданной величине затрачиваемой

работы $P_{\text{эф}}L_{\text{п}}$. В этом аспекте эффективность ЛА, а также и таких элементов системы ЛА, как СУ, будет характеризовать следующее соотношение :

$$\mathcal{E}_{\text{ла}} = \frac{M_{\text{кн}}L_{\text{п}}}{P_{\text{эф.су}}L_{\text{п}}} \quad (2.1)$$

Такой критерий удовлетворяет требованиям системного подхода и может быть применен для оптимизации параметров СУ, если выразить $M_{\text{кн}}$ как функцию от параметров СУ. Как следует из уравнения существования ЛА, увеличение $M_{\text{кн}}$ в выражении (2.1) вследствие совершенствования параметров СУ может быть достигнуто только уменьшением суммарной массы силовой установки и потребного на полет топлива:

$$\max \bar{M}_{\text{кн}} = (1 - \bar{M}_{\text{пл}} - \bar{M}_{\text{сл+об}}) - \min(\bar{M}_{\text{су}} + \bar{M}_{\text{тла}}). \quad (2.2)$$

Основываясь на выражениях (2.1) и (2.2), критерий оптимизации такого элемента, как СУ, можно в безразмерном виде выразить следующим образом:

$$\eta_{\text{су}} = \frac{P_{\text{эф.су}}V_{\text{п}} \cdot t_{\text{п}}}{(M_{\text{тла}} + M_{\text{су}})} \cdot \frac{3600}{H_{\text{и}}} \quad (2.3)$$

где в общем случае $M_{\text{тла}} = P_{\text{эф.су}}C_{\text{уд.эф}} \cdot t_{\text{п}} \bar{M}_{\text{топ}}$.

Сопоставляя выражение (2.3) для $\eta_{\text{су}}$ с формулой полного КПД ВРД, видим, что сравниваемые критерии в принципе различаются лишь вследствие того, что $M_{\text{су}} \neq 0$, т.е. только за счет влияния массы СУ. Однако на фактических результатах сравнения отражаются и такие факторы, как $\bar{M}_{\text{топ}} > 1$, $V_{\text{п}} = V_{\text{т}} < V_{\text{кр}}$, масса топливной системы, навигационный запас топлива и др. Насколько значительно при этом различие $\eta_{\text{су}}$ и $\eta_{\text{о}}$ как критериев оптимизации параметров СУ в случае ТРДД, видно из рис. 2.1, который соответствует случаю одновременной оптимизации трех параметров ТРДД: $\pi_{\text{к}}^*$, m и $\pi_{\text{в}}^*$ при $T_{\text{г}}^* = \text{const}$ и современном уровне КПД его элементов. Значениям $\bar{m}_{\text{орт}}$ и $\bar{\pi}_{\text{корт}}^*$, приведенным на рис. 2.1, соответствуют: для критерия $\eta_{\text{о}}$ - величины $\pi_{\text{ворт3}} \approx 1.16 \dots 1.18$, а для $\eta_{\text{су}}$ - $\pi_{\text{ворт3}}^* \approx 1.48 \dots 1.44$. Видно, что влияние массы СУ в случае критерия $\eta_{\text{су}}$ приводит к существенному понижению величин оптимальных параметров ГТД.

Выражение типа (2.3) хорошо иллюстрирует физический смысл критерия оптимизации $\eta_{\text{су}}$, но непосредственно использовать его при оптимизационных расчетах неудобно.

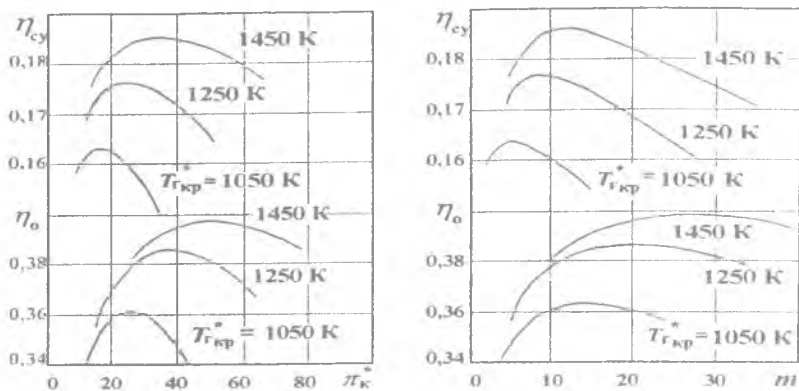


Рис.2.1. Сопоставление оптимумов параметров рабочего процесса ТРДД по критериям η_0 и η_{cy}
 ($H = 11$ км, $V = 850$ км/ч, $L_p = 3500$ км)

Однако на основании этого выражения не трудно получить следующую закономерность связи между η_{cy} , расчетной дальностью полета L_p и эффективной удельной массой СУ в системе ЛА γ_e :

$$\eta_{cy} = \frac{V_p \cdot t_p \cdot 3600}{H_u (M_{cy+T} / P_{дв})} = \frac{L_p}{H_u \gamma_e}, \quad (2.4)$$

где

$$\gamma_e = \frac{M_{cy+T}}{P_{дв} n_{дв}} = K_{cy} \frac{M_{дв}}{P_{дв}} + \frac{M_T}{P_{дв} n_{дв}}, \quad (2.5)$$

$$K_{cy} = \frac{M_{cy}}{M_{дв} n_{дв}}$$

Из выражений (2.1)...(2.5) следует, что при заданной величине L_p показатели эффективности ГТД $\Delta_{ла}$, η_{cy} и γ_e как критерии оптимизации идентичны.

Так, например, для случая существующего самолета (взлетная масса ЛА - $M_0 = \text{const}$, масса планера - $M_{пл} = \text{const}$, тяга СУ - $P_{cy} = \text{const}$, масса служебной нагрузки и оборудования - $M_{сл+об} = \text{const}$, масса коммерческой нагрузки - $M_{кп} = \text{var}$)

$$\mathcal{E}_{\text{ла}} = \frac{M_0 - M_{\text{пл}} - M_{\text{сл+об}}}{G_{\text{су}}} - \gamma_e, \quad (2.6)$$

откуда, если X - параметр ГТД, то $\frac{\partial \mathcal{E}_{\text{ла}}}{\partial X} = -\frac{\partial \gamma_e}{\partial X} = 0$.

Следовательно, величины оптимальных параметров ГТД в системе ЛА ($X_{\text{опт}}$) по критерию транспортной эффективности $\mathcal{E}_{\text{ла}}$ и критериям γ_e и $\eta_{\text{су}}$ должны совпадать.

Таким образом, из теоретического анализа следует, что определение оптимальных параметров авиационных ГТД так или иначе связано с минимизацией эффективной удельной массы СУ в системе ЛА γ_e .

2.2. ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИЕ КРИТЕРИИ, ХАРАКТЕРИЗУЮЩИЕ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЕЙ В СИСТЕМЕ ЛА. ЗАКОНОМЕРНОСТИ ИХ СВЯЗИ С ОСНОВНЫМИ ДАННЫМИ СУ

При оптимизации и обосновании выбора параметров авиационных СУ обычно используют экономические и летно-технические критерии оценки ЛА. Их математические модели различной степени детализации широко используются в современных САПР ЛА. Рассмотрим, как зависят наиболее распространенные технико-экономические критерии оценки ЛА от основных технических данных ГТД - $\gamma_{\text{дв}}$ и $C_{\text{уд}}$.

Коммерческая нагрузка ЛА определяется из уравнения баланса масс ЛА

$$M_{\text{кн}} = K_1 - M_{\text{су}} - \overline{M}_{\text{тс}} M_{\text{гла}}, \quad (2.7)$$

где постоянная $K_1 = M_0 - M_{\text{пл}} - M_{\text{сл+об}}$.

Относительная масса топливной системы ЛА $\overline{M}_{\text{тс}}$ в этом выражении может быть принята на основе данных прототипа. Ориентировочно $\overline{M}_{\text{тс}} \approx 1 + \frac{0,41}{(M_{\text{гла}} 10^{-3})^{0,77}} = 1,02 \dots 1,05$. Выражая массу силовой установки и массу

топлива на ЛА через удельные параметры двигателя, имеем:

$$\text{для ТВД } M_{\text{су}} = K_{\text{су}} N_{\text{взл}} \gamma_{\text{дво}} n_{\text{дв}} \quad (2.8)$$

$$M_{\text{гла}} = C_{\text{скр}} N_{\text{кр}} (\overline{M}_{\text{топ}} \cdot t_{\text{п}} + t_{\text{нз}}) n_{\text{дв}}; \quad (2.9)$$

для ТРД и ТРДД

$$M_{\text{су}} = K_{\text{су}} P_{\text{взл}} \gamma_{\text{дво}} n_{\text{дв}}, \quad (2.10)$$

$$M_{\text{гла}} = C_{\text{уд.кр}} P_{\text{кр}} (\overline{M}_{\text{гоп}} \cdot t_{\text{п}} + t_{\text{нз}}) n_{\text{дв}}, \quad (2.11)$$

где $P_{\text{кр}}$ и $N_{\text{кр}}$ соответствуют режиму полета со среднечасовым расходом топлива; $t_{\text{п}}$ - расчетной дальности полета, $t_{\text{нз}}$ - навигационному запасу топлива ($t_{\text{нз}} \approx 1$ час), а $K_{\text{су}} = M_{\text{су}} / M_{\text{дв}} \cdot n_{\text{дв}} \approx 1,4 \dots 1,8$.

Подставив выражения (2.8)...(2.11) в уравнение (2.7), получим следующую зависимость коммерческой нагрузки ЛА от удельных параметров ГТД:

$$M_{\text{кн}} = K_1 - K_2 \gamma_{\text{дво}} - \tau_3 C_{\text{уд.кр}}, \quad (2.12)$$

где в случае самолетного ГТД $\tau_3 = P_{\text{кр}} \overline{M}_{\text{тс}} [\overline{M}_{\text{топ}} \cdot t_{\text{п}} + t_{\text{нз}}] n_{\text{дв}}$ и $K_2 = K_{\text{су}} P_{\text{взл}} n_{\text{дв}}$,

в случае вертолетного ГТД $\tau_3 = N_{\text{кр}} \overline{M}_{\text{тс}} [\overline{M}_{\text{топ}} \cdot t_{\text{п}} + t_{\text{нз}}] n_{\text{дв}}$.

Взлетная масса ЛА. Закономерность связи для критерия M_0 зависит от того, для какого ЛА оптимизируются параметры СУ - существующего или проектируемого. Выражая массу силовой установки и запас топлива на ЛА через параметры двигателя с помощью уравнений (2.8)...(2.11) и предполагая, что при оптимизации параметров СУ у проектируемых ЛА возможно сохранить $\overline{M}_{\text{пл}} = \text{const} / 21$, получим

$$M_0 = \frac{M_{\text{кн}} + M_{\text{сл+об}} + K_{\text{су}} P_{\text{взл.су}} \gamma_{\text{дв}} + \tau_3^* P_{\text{кр.су}} C_{\text{уд.кр}}}{1 - \overline{M}_{\text{пл}}} \quad (2.13)$$

Зависимость потребной тяги двигателя в условиях крейсерского полета ЛА от величины M_0 может быть выражена следующим образом:

$$P_{\text{кр.су}} \approx \frac{l M_0}{K_{\text{ла}}} \quad (2.14)$$

$$\text{для вертолетов / 18 / } N_{\text{кр.су}} \approx \frac{V l M_0}{3600 K_{\text{ла}} \eta_{\text{нв}} \eta_{\text{тр}}}$$

где

$$l = 1 - 0,5 \overline{M}_{\text{гла}} = 1 - \frac{\tau_3^* P_{\text{кр.су}} C_{\text{уд}}}{2 \cdot M_0};$$

$$\tau_3^* = \overline{M}_{\text{тс}} [\overline{M}_{\text{топ}} t_{\text{п}} + t_{\text{нз}}];$$

$\eta_{\text{нв}}$ и $\eta_{\text{тр}}$ - КПД несущего винта и трансмиссии.

Подставив уравнения (2.14) в (2.13) и приняв обычное условие сохранения неизменной дальности полета $\overline{M}_T = \frac{M_T}{M_0} \cong \text{const}$ и $l \cong \text{const}$, получим следующую зависимость M_0 от удельных параметров ГТД:

$$M_0 = \frac{M_{\text{кн}} + M_{\text{сл+об}}}{(1 - \overline{M}_{\text{пл}}) - \frac{K_{\text{ла}}(K_{\text{су}}\gamma_{\text{дв}}\overline{P}_{\text{взл}} + \tau_3^* C_{\text{уд.кр}})}{l}}, \quad (2.15)$$

где $K_{\text{ла}} = l M_0 / P_{\text{кр.су}}$; $\overline{P}_{\text{взл}} = \frac{P_{\text{взл}}}{P_{\text{кр}}}$.

Для случая оптимизации параметров СУ, проектируемой для существующего ЛА ($\overline{M}_{\text{пл}} = \text{const}$) на основе уравнений (2.7)...(2.12), получаем аналогичное выражение

$$M_0 = \frac{M_{\text{кн}} + M_{\text{сл+об}} + M_{\text{пл}}}{1 - \frac{l}{K_{\text{ла}}}(K_{\text{су}}\gamma_{\text{дво}}\overline{P}_{\text{взл}} + \tau_3^* C_{\text{уд.кр}})}. \quad (2.16)$$

Суммарная масса СУ и топлива на ЛА. Рассматриваемый критерий на основе уравнений (2.10) и (2.11) может быть записан следующим образом:

$$M_{\text{су+т}} = K_{\text{су}} M_{\text{дв}} + \overline{M}_{\text{тс}} \overline{M}_{\text{топ}} M_{\text{гла}}. \quad (2.17)$$

Таким образом, например, в случае ТРД и ТРДД

$$M_{\text{су+т.нз}} = K_{\text{су}} P_{\text{взл.су}} \gamma_{\text{дво}} + P_{\text{кр.су}} C_{\text{уд.кр}} \overline{M}_{\text{тс}} [\overline{M}_{\text{топ}} l_{\text{п}} + l_{\text{нз}}]. \quad (2.18)$$

В случае ТВД

$$M_{\text{су+т.нз}} = K_{\text{су}} N_{\text{взл.су}} \gamma_{\text{дво}} + N_{\text{кр.су}} C_{\text{екр}} \overline{M}_{\text{тс}} [\overline{M}_{\text{топ}} l_{\text{п}} + l_{\text{нз}}]. \quad (2.19)$$

Этот критерий характеризует ту часть массы ЛА, которая непосредственно зависит от параметров СУ. При параметрических исследованиях часто используют вместо выражения (2.18) соответствующий удельный параметр $\gamma_e = M_{\text{су+т}} / P_{\text{кр.су}}$:

$$\gamma_{eP} = \frac{K_{\text{су}} M_{\text{дв}} + M_{\text{гла}} \overline{M}_{\text{топ}} \overline{M}_{\text{тс}}}{P_{\text{кр.су}}} \quad \text{или} \quad \gamma_{eN} = \frac{K_{\text{су}} M_{\text{дв}} + M_{\text{гла}} \overline{M}_{\text{топ}} \overline{M}_{\text{тс}}}{N_{\text{кр.су}}}. \quad (2.20)$$

Учитывая выражения (2.18) и (2.19), имеем

$$\gamma_e = K_{\text{су}} \gamma_{\text{двн}} + \tau_8 C_{\text{уд.кр}} \quad (2.21)$$

где $\tau_8 = \overline{M}_{\text{топ}} \overline{M}_{\text{тс}} l_{\text{п}}$.

Удельные затраты топлива ЛА. Этот широко распространенный критерий экономического совершенства транспортных и пассажирских самолетов характеризует расход топлива на 1 тонно-километр (или пассажиро-километр):

$$C_{т.км} = \frac{M_{ТЛ}}{\epsilon M_{кн} L_{п}} = \frac{M_0 \bar{M}_{\text{топ}} C_{уд.кр}}{\epsilon M_{кн} V_{п} K_{ла}} \quad (2.22)$$

где ϵ - коэффициент использования $M_{кн}$ (в проектных расчетах обычно принимают равным 1,0), а величина расходуемого на полет топлива $M_{ТЛ} = C_{уд.кр} P_{кр.су} \bar{M}_{\text{топ}} t_{п}$. Закономерность связи этого основного показателя топливной экономичности ЛА с удельными параметрами ГТД получим, подставив в уравнение (2.22) выражения для $M_{кн}$ (2.12) и M_0 (2.15).

Стоимость часа эксплуатации ЛА. Методика расчета эксплуатационных расходов на самолето-час и вертолето-час во многих странах стандартизирована. В отечественной науке наиболее широко был распространен метод расходных ставок / 10 /, в США - метод АГА, в Англии - метод SBAC и т.д. В работе / 87 / на основе метода расходных ставок получен следующий общий вид формулы полной стоимости часа эксплуатации ЛА:

$$A = A_{пл} + \bar{S}_N A_{ам.дв} + A_{гсм} \quad (2.23)$$

Величина $A_{пл}$ в этой формуле учитывает затраты на амортизацию планера, обслуживание СУ и планера, а также аэропортовые расходы и зарплату летно-подъемного состава и при $M_0 = \text{const}$ может быть принята постоянной. Обозначим ее K_4 . Согласно методике / 10 /

$$A_{ам.дв} = \bar{S}_N \left[\frac{S_{дв} K_{рем}}{T_{ам.дв}} \right] n_{дв} = \frac{\bar{S}_N S_{су} K_{рем}}{T_{ам.дв}} \quad (2.24)$$

где $S_{су} = n_{дв} S_{дв}$; \bar{S}_N - коэффициент, учитывающий влияние непроизводительных наработок; $n_{дв}$ - число ГТД на ЛА.

Для отдельных типов ГТД существуют разнообразные уравнения для расчета $S_{дв}$, с помощью которых можно вычислить $A_{ам.дв}$. Однако большинство из них непосредственно через параметры ГТД не выражается. Это затрудняет их использование при оптимизации параметров ГТД, поэтому применяют приближенные методы. Например, стоимость двигателя может быть вычислена по формуле

$$S_{дв} = S_{м.дв}^{уд} M_{дв} K_{гс} K_{з.дв} \quad (2.25)$$

где $S_{м.дв}^{уд} = f(\gamma_{дв})$ - стоимость 1 кг массы авиационных ГТД данного типа, определяется на основе обобщения статистических данных; $K_{гс} = f(\Gamma_{серт})$ - коэффициент, учитывающий год сертификации двигателя.

$K_{з.дв} = f(Z_{дв})$ - коэффициент, учитывающий планируемое количество двигателей в партии.

Откуда

$$A_{ам.дв} = M_{дв} n_{дв} S_{м.дв}^{уд} K_{гс} K_{з.дв} \frac{K_{рсм} \bar{S}_H}{T_{ам.дв}} = K_5 \gamma_{дво}, \quad (2.26)$$

где константа $K_5 = 1,06 K_{рсм} K_{гс} K_{з.дв} P_{взл.су} S_{м.дв}^{уд} / T_{ам.дв}$.

Составляющая стоимости часа эксплуатации ЛА $A_{гсм}$ для самолета определяется следующим образом:

$$A_{гсм} = S_{гсм}^{уд} 10^{-3} C_{уд.кр} P_{кр} n_{дв} \bar{M}_{топ} = K_6 C_{уд.кр}, \quad (2.27)$$

а вертолета

$$A_{гсм} = S_{гсм}^{уд} 10^{-3} C_{экp} N_{кр} n_{дв} \bar{M}_{топ} = K'_6 C_{экp}, \quad (2.28)$$

где $S_{гсм}^{уд}$ - удельная стоимость топлива и масел.

Таким образом, уравнение стоимости часа эксплуатации ЛА может быть выражено через удельные параметры ГТД следующим образом:

$$A = K_4 + K_5 \gamma_{дво} + K_6 C_{уд.кр}. \quad (2.29)$$

Себестоимость перевозок соответствует эксплуатационным расходам на один тонно-километр:

$$a = \frac{A}{M_{кн} V_T 10^{-3}}, \quad (2.30)$$

где V_T - техническая скорость, км/ч / 10 /.

Подставив выражения для $M_{кн}$ (2.12), A (2.29) в формулу (2.30), получим следующее уравнение, связывающее себестоимость перевозок с удельными параметрами ГТД:

$$a = \frac{K_4 + K_5 \bar{P}_{взл} \gamma_{дво} + K_6 C_{уд.кр}}{\tau_7 (K_1 - K_2 \bar{P}_{взл} \gamma_{дво} - \tau_3 C_{уд.кр})}, \quad (2.31)$$

где $\tau_7 = \varepsilon V_T 10^{-3}$.

Прибыль за самолето-час. Формула для определения прибыли имеет следующий вид:

$$\Pi_B = (D - a)P, \quad (2.32)$$

где $\Pi = M_{\text{кн}} \cdot V_T \cdot 10^{-3}$ - часовая производительность ЛА; a - себестоимость перевозок; D - доходная ставка / 10 /.

Из уравнения (2.32) видно, что закономерность связи критерия Π_B с удельными параметрами ГТД определяется выражениями для $M_{\text{кн}}$ (2.12) и a (2.31), т.е. аналогична этим выражениям.

Приведенные затраты на один тонно-километр. Эти затраты учитывают кроме себестоимости перевозок также размер приведенных капиталовложений;

$$a_{\text{пр}} = a + \frac{E_{\text{н}} K_{\text{ф}} S_{\text{ла}}^*}{\Pi_{\text{год}}} \quad (2.33)$$

Здесь

$$S_{\text{ла}}^* = 1,05 S_{\text{пл+об}} + 1,03 \lambda S_{\text{су}};$$

$$\lambda = 1,17 + 0,29 \frac{T_{\text{год}} n_{\text{рем}}}{T_{\text{ам.дв}}}; \quad (2.34)$$

$$\Pi_{\text{год}} = \varepsilon M_{\text{кн}} V_T 10^{-3} T_{\text{год}};$$

$E_{\text{н}} = 0,07 \dots 0,12$ (для проектируемых ЛА и ГТД принимают $E_{\text{н}} = 0,12$);

$K_{\text{ф}}$ - коэффициент, учитывающий капиталовложения в наземное оборудование.

Учитывая выражения (2.33) и (2.34), имеем

$$a_{\text{пр}} = a + \frac{K_{\text{ф}} E_{\text{н}} (1,05 S_{\text{пл+об}} + 1,03 \lambda S_{\text{су}})}{\varepsilon M_{\text{кн}} V_T 10^{-3} T_{\text{год}}} \quad (2.35)$$

Приводя в выражении (2.35) подобные члены и выражая величину $S_{\text{су}}$ через параметры ГТД, как и в уравнении (2.24), получаем следующую связь приведенных затрат с удельными параметрами ГТД:

$$a_{\text{пр}} = \frac{K'_4 + K'_5 \gamma_{\text{дво}} + K_6 C_{\text{уд.кр}}}{\tau_7 (K_1 - K_2 \gamma_{\text{дво}} - \tau_3 C_{\text{уд.кр}})}, \quad (2.36)$$

где $K'_4 = K_4 + 1,05 K_{\text{ф}} S_{\text{пл+об}} \frac{E_{\text{н}}}{T_{\text{год}}}$; $K'_5 = K_5 + 1,03 \lambda S_{\text{м.дв}} P_{\text{взл.су}} K_{\text{ф}} \frac{E_{\text{н}}}{T_{\text{год}}}$.

В критериях типа $a_{\text{пр}}$ помимо эксплуатационных могут быть учтены и другие виды народнохозяйственных затрат. Например, путем соответствующего изменения величины $S_{\text{ла}}^*$ могут быть учтены затраты на научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы и т.п. При этом приведенные затраты с учетом стоимости ОКР для ГТД определяются по следующей формуле:

$$a_{\text{пр.окр}} = a + \frac{E_n K_{\phi} \left[1,05 S_{\text{ла}} + 1,03 \lambda \left(S_{\text{су}} + \frac{S_{\text{окр}}}{Z_{\text{ла}}} \right) \right]}{V_T \cdot M_{\text{кн}} \varepsilon 10^{-3} T_{\text{год}}} = \quad (2.37)$$

$$= a_{\text{пр}} + \frac{E_n K_{\phi} 1,03 \lambda \cdot S_{\text{окр}}}{V_T M_{\text{кн}} \varepsilon 10^{-3} T_{\text{год}} Z_{\text{ла}}}$$

где $S_{\text{окр}}$ - стоимость ОКР для проектируемого ГТД (зависящая от выбранных параметров его рабочего процесса); $Z_{\text{ла}}$ - планируемый парк ЛА.

После преобразований выражение (2.37) может быть приведено к виду, аналогичному (2.36).

Нетрудно показать, что

$$a_{\text{пр.окр}} = S_{\text{ж.ла}} \cdot \varepsilon M_{\text{кн}} V_T T_{\text{ам.пл}} 10^{-3}, \quad (2.38)$$

где $S_{\text{ж.ла}}$ - стоимость жизненного цикла ЛА, включающего в себя все виды затрат, связанных с его проектированием, доводкой, производством и эксплуатацией.

Дальность полета ЛА. Теоретическая дальность крейсерского полета самолета может быть определена по следующему уравнению / 22 /:

$$L_{\text{кр}} = \frac{3,6 K_{\text{ла}} V_{\text{кр}}}{g C_{\text{уд.эф}}} \ln \left(\frac{1}{1 - \bar{M}_T} \right), \quad \text{где } \bar{M}_T = \frac{K_1 - M_{\text{кн}} - M_{\text{су}}}{\bar{M}_{\text{тс}} M_0} \leq \bar{M}_{\text{Tmax}}.$$

Выразив массу силовой установки через параметры двигателя по формуле (2.10) и необходимое количество топлива с учетом поправки $\bar{M}_{\text{топ}}$, получим в общем случае следующую зависимость дальности полета самолета от удельных параметров ГТД:

$$L_{\text{п}} = \frac{3,6 K_{\text{ла}} V_T}{g C_{\text{уд.эф}} \bar{M}_{\text{топ}}} \ln \frac{1}{1 - \bar{M}_T} = \frac{K_{21}}{C_{\text{уд.эф}}} \ln \frac{1}{K_{20} + \frac{K_{\text{су}}}{K_{\text{ла}}} \cdot \bar{P}_{\text{взл}} \gamma_{\text{дво}} + \bar{M}_{\text{кн}}}, \quad (2.39)$$

где $K_{20} = \bar{M}_{\text{пл}} - \bar{M}_{\text{сл+об}}$.

Преобразуем формулу (2.39) к более удобному для анализа виду, приняв, что $\ln \frac{1}{1-\bar{M}_T} \approx \frac{\bar{M}_T}{1-0,5\bar{M}_T}$. При этом допущении формулу дальности полета самолета можно записать в следующем виде:

$$L_{\Pi} = K_{16} \frac{K_1 - K_2 \bar{P}_{\text{взл}} \gamma_{\text{дво}} - M_{\text{кн}}}{C_{\text{уд.эф}} \left[2\bar{M}_{\text{тс}} M_0 - (K_1 - K_2 \bar{P}_{\text{взл}} \gamma_{\text{дво}} - M_{\text{кн}}) \right]}, \quad (2.40)$$

где $K_{16} = \frac{3,6 \cdot 2K_{\text{ла}} V_{\text{кр}}}{g}$ (в случае теоретической дальности полета).

В случае практической дальности $K_{16\Pi} = \frac{3,6 \cdot 2K_{\text{ла}} V_T}{g \bar{M}_{\text{топ}}}$,

а величина $K_{1\Pi} = M_0 - M_{\text{пл}} - M_{\text{сл+об}} - M_{\text{т.нз}}$.

Дальность полета вертолета принято вычислять по следующей формуле [18]:

$$L_{\Pi} = \frac{360 K_{\text{ла}} \eta_{\text{нв}} \eta_{\text{тр}}}{C_{\text{уд.эф}}} \frac{\bar{M}_T}{1-0,5\bar{M}_T}. \quad (2.41)$$

При $K_{16\Pi} = \frac{2 \cdot 360 K_{\text{ла}} \eta_{\text{нв}} \eta_{\text{тр}}}{\bar{M}_{\text{топ}}}$ формулу (2.41) при аналогичных преобразованиях можно привести к виду (2.40).

Анализ полученных выражений (2.7)...(2.41) указывает на одну общую особенность закономерностей связи основных технических данных СУ и критериев оценки ЛА различного типа и назначения - все рассмотренные критерии являются унимодальными функциями удельных параметров ГТД и зависят от одних и тех же независимых переменных: удельного веса $\gamma_{\text{дво}}$, удельного расхода топлива $C_{\text{уд.кр}}$ и расчетной длительности (дальности) полета t_{Π} , входящей в состав постоянных коэффициентов τ в их выражениях.

Анализ этих уравнений показывает, что только в двух случаях оптимальные параметры рабочего процесса ГТД X_{opt} могут быть одинаковыми при любых критериях оценки ЛА Y_i : при $t_{\Pi} \rightarrow \infty$ и при $\gamma_{\text{дв}} \neq f(X)$. В этих случаях значения X_{opt} для всех критериев будут соответствовать $C_{\text{уд.тп}}$. Во всех остальных случаях величина X_{opt} должна зависеть от вида уравнений для Y_i и зависимостей $\gamma_{\text{дв}} \neq f(X)$ и $C_{\text{уд}} = f(X)$.

2.3. НЕОБХОДИМЫЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКИЕ ЗАВИСИМОСТИ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД

В общем случае для определения оптимальных для ЛА проектных параметров рабочего процесса авиационного ГТД необходимо располагать как минимум тремя исходными зависимостями

$$Y_i = \varphi_i(\gamma_{дв}, C_{уд}, t_{п}, p, b_1, \dots, b_q); \quad (2.42)$$

$$C_{уд} = \psi(X_1, \dots, X_i, p, b_1, \dots, b_q); \quad (2.43)$$

$$\gamma_{дв} = f(X_1, \dots, X_i, p, b_1, \dots, b_q); \quad (2.44)$$

где p - вектор детерминированных исходных данных; b - варианты сочетаний исходных данных неоднозначной величины.

Как видно из выражения (2.42), для анализа оптимальных параметров рабочего процесса ГТД необходимо кроме уравнений (2.12)...(2.41) располагать такими зависимостями (2.43), (2.44), которые бы адекватно отражали истинный характер влияния на величины $\gamma_{дв}$ и $C_{уд}$ параметров рабочего процесса ГТД.

Зависимости типа (2.43) можно рассчитать непосредственно. Однако для этого необходимо прогнозировать такие величины исходных данных, как $\sigma_{кс}$, $\sigma_{вх}$, $\varphi_{вх}$, $\xi_{кс}$, $\eta_{к}^*$, $\eta_{г}^*$, $v_{охл}$, $v_{ут}$ и др., а также задать ряд предпосылок при расчете характеристик семейства ГТД с различными величинами $\pi_{к}^*$, $T_{г}^*$ и m , например, $\eta_{т.пол} = \text{const}$ и $\eta_{к.пол} = \text{const}$ или $\eta_{тс}^* = \text{const}$ и $\eta_{кс}^* = \text{const}$.

Теоретические зависимости $\gamma_{дв}$ и $M_{дв}$ от параметров рабочего процесса ГТД, в отличие от указанных выше зависимостей для $C_{уд}$, изучены еще недостаточно. Поэтому оценку зависимостей массы ГТД от параметров рабочего процесса в настоящее время обычно производят на основании обобщенных статистических данных по выполненным конструкциям ГТД, так как иной, более точной информации на этом этапе не имеется.

Как и всякие статистические зависимости, параметрические уравнения массы ГТД опосредованы на множествах конструктивных решений и носят поэтому корреляционный характер. Их точность обычно невысока ($\sigma > 10...15\%$). Однако ценность их заключается в том, что они дают априорную информацию, накопленную на базе предшествовавшего опыта конструирования и позволяют развить на этой основе методы прогнозируемой оценки массы и ее основных зависимостей для создаваемых ГТД.

В настоящее время опубликовано очень мало статистических исследований зависимостей удельной или абсолютной массы газотурбинных двигателей от параметров их рабочего процесса ($G_{в}$, $\pi_{к}$, $T_{г}$, m и т.п.).

Наибольшее развитие получил полуэмпирический подход к формированию структуры уравнений массы ГТД. Среди последних наиболее известны уравнения, полученные для ТРД и ТРДД М.М.Цховребовым /17/, а также фирмой Боинг /22/. Наиболее общий случай был рассмотрен в 1981г. в работе /8/, в которой на основе статистических данных было показано, что для семейства проектируемых ГТД равного технологического уровня параметрическая модель массы ТРДД, ТРД, ТВД, ТВаД, ВСУ и других ГТД может быть выражена уравнением единой структуры

$$M_{\text{дв}} = BK_{\text{мо}} K_{\text{тг}} G_{\text{вог}}^{\text{mi}} (\pi_{\text{ко}}^{0,286} - 1)^{\text{m}^2} K_{\text{с}} K_{\text{рес}}, \quad (2.45)$$

где $G_{\text{вог}}^*$ и $\pi_{\text{ко}}^*$ - максимальные значения параметров газогенераторного контура ГТД при $M = 0$, $N = 0$. Остальные величины - это коэффициенты, полученные обработкой статистических данных по созданным во всем мире ГТД до 1975 г.:

$K_{\text{мо}} = \frac{M_{\text{трдд}}}{M_{\text{гтрдд}}}$ - коэффициент увеличения массы ГТД за счет элементов II контура;

$K_{\text{тг}}$ - коэффициент увеличения массы ГТД при повышении значений проектной температуры $T_{\text{гmax}}^*$ (по статистическим данным

$$K_{\text{тг}} \cong [1 + (T_{\text{гmax}}^* - 1200)] \delta 10^{-4}, \text{ где } \delta \cong 2);$$

B - константа, характеризующая осредненные показатели определенного технологического уровня каждого типоразмера ГТД;

$K_{\text{с}}$ - коэффициент, характеризующий совершенствование массы двигателя внедрением конструктивно-технологических мероприятий, зависит во многом от года сертификации проектируемого ГТД и характера прогноза (например, для ТРДД ДПС $K_{\text{с}} = 0,97...1,0$, если за базу отсчета принимать 1980 г.);

$K_{\text{рес}}$ - коэффициент, учитывающий ресурс ГТД, $K_{\text{рес}} = 1,0...1,07$ - для ГТД ДПС (в зависимости от величины ресурса).

Как показывает опыт проектирования ГТД, при оптимизационных исследованиях важнейшим фактором является не столько точная оценка абсолютной массы ГТД, сколько адекватность протекания ее зависимости от проектных параметров двигателя. В этих целях параметрические уравнения массы (2.45) авторы продолжали совершенствовать на основе статистических данных /4/ по созданным ГТД в период после 1975 г., а также по опубликованным проектам ГТД на 2000 год /24, 25, 28/. Структура уточненных уравнений стала учитывать специфические особенности конструктивной схемы данного типа ГТД.

Так, например, в случае ТВД, ТВВД и ТВаД лучшие результаты были получены при уравнениях такого вида:

$$M_{дв} = M_{ГТД} + M_{ред} \quad (2.46)$$

Здесь выражение $M_{ГТД}$ имеет вид, аналогичный (2.45), но иные коэффициенты, чем в работе / 8 / (см.табл. 2.1), которые соответствуют статистическим данным по созданным до 1990 г. ГТД и перспективным проектам на 2000 г. Среднеквадратичная погрешность оценки массы ГТД с этими коэффициентами не превышает 15 % (по 80 двигателям).

При пользовании формулой (2.46) для авиационных редукторов можно принимать

$$M_{ред} \cong 5 + 78 \left(\frac{N_e}{n_{вв}} \right) - 2,375 \left(\frac{N_e}{n_{вв}} \right)^2,$$

где N_e - мощность на выводном валу, кВт; $n_{вв}$ - частота вращения этого вала, 1/мин. Если величина $n_{вв}$ неизвестна, то ее в случае ТВД ориентировочно можно оценить по формуле $n_{вв} \cong 9820 N_e^{0,269}$.

Таблица 2.11

Тип ГТД	m_1	m_2	B
ТВаД с редуктором	0,831	0,206	56,3
ТВаД без редуктора	0,888	0,541	36,9
ТВД и ТВВД	0,74	0,16	66

В случае ТРДД лучшие результаты по сравнению с (2.45) были получены при использовании зависимостей следующего вида :

$$M_{дв} = (M_1 + M_{11} + M_{к см}) K_{рес} K_c \quad (2.47)$$

где $M_1 = B (G_{в1})_{пр.вен}^{m_1} \left[\left(\frac{\pi_{к \Sigma}^*}{\pi_{в}^*} \right)^{0,286} - 1 \right]^{m_2} K_{ГТ}$ - масса газогенератора внутреннего контура двигателя без вентилятора и турбины вентилятора;

$(G_{в1})_{пр.вен} = G_{в1} \frac{1}{\pi_{в}^*} \sqrt{1 + (\pi_{в}^{*0,286} - 1) \frac{1}{\eta_{в}^*}}$ - расход воздуха на взлетном режиме через внутренний контур, приведенный по параметрам за вентилятором;

¹ По результатам совместных исследований с Д.И.Венедиктовым, О.В.Новиковым и Б.П.Фадеевым

$M_{11} = 2,865 G_{в\Sigma}^{0,903} m^{0,104} \pi_{в}^{*1193}$ - масса турбовентилятора и обечайки II контура;

$M_{к.см} = 2,316 G_{в\Sigma}^{0,753}$ - масса камеры смешения.

Соответствующие коэффициенты m_1 , m_2 и B для ТРДД (по статистическим данным для 105 двигателей) приводятся в табл. 2.2. Относительная среднеквадратичная погрешность оценки массы ГТД по этим уточненным регрессионным моделям также не превышает 15 %.

Таблица 2.2

Тип ГТД	$0,5 < (G_{в1})_{пр.вен} \leq 5 \text{ кг/с}$			$5 < (G_{в1})_{пр.вен} < 50 \text{ кг/с}$			$(G_{в1})_{пр.вен} > 50 \text{ кг/с}$		
	B	m_1	m_2	B	m_1	m_2	B	m_1	m_2
ТРД и ТРДД	20,9	0,8	0,5	15,2	1	0,5	6,96	1,2	0,5

Фактические зависимости массы ГТД от его параметров более сложны и зависят от большего числа факторов, чем учтено в указанных выше статистических моделях. Поэтому последние используют лишь на этапах предварительного поиска оптимальных параметров. В дальнейшем при конкретном проектировании для завершения оптимизации обычно используют результаты оценки $M_{дв}$ на основе конкретных компоновок.

Глава 3. МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ОПТИМИЗАЦИИ И ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

3.1. ОБЩИЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ЭКСТРЕМУМОВ КРИТЕРИЕВ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЛА ПРИ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ИХ СУ

Подобно тому, как общая теория ВРД основывается на анализе зависимостей для эффективного, полетного и полного КПД ВРД, общие закономерности возникновения оптимумов параметров ГТД как элемента системы ЛА можно проанализировать на основе критериев η_{cy} или γ_e (см. разд. 2.1). В указанных целях удобнее вместо выражения для η_{cy} использовать уравнение эффективной удельной массы ГТД в системе ЛА γ_e , которая является удельным аналогом величины $M_{cy+T} = \gamma_e P_{кр.су}$.

На рис. 3.1 показаны зависимости для различных вариантов этого критерия: M_{cy+T} , $M_{cy+T.нз}$ от π_k^* , рассчитанные для ТРДД ДПС с разными дальностями полета. Из рисунка видно, что минимум массы M_{cy+T} образуется

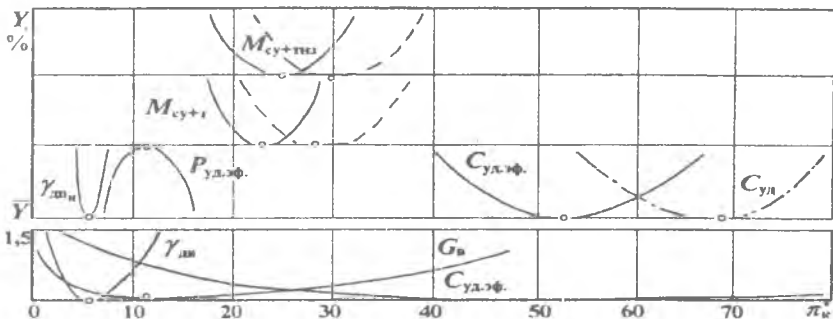


Рис.3.1. Образование минимума критерия M_{cy+T} при варьировании проектными значениями π_k^*

у ТРДД ДПС ($H = 11$ км, $V = 850$ км/ч, $T_{г.кр}^* = 1400$ К, $m = 5$, $P_{взл} = 150 \dots 200$ кН):

— — — — — $L_p = 3500$ км; - - - - - $L_p = 9000$ км

Примечание. Сетка на шкале Y , %, соответствует изменению целевой функции на 1 %

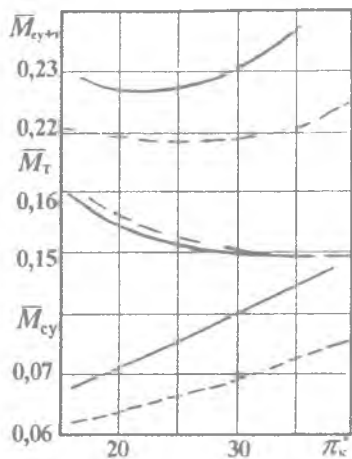


Рис.3.2. Изменение проектных значений M_{cy+T} для семейства ТРДД в зависимости от π_k^* и T_r^* ($H = 11$ км, $V = 850$ км/ч,

$$L_p = 3500 \text{ км, } \bar{M} = M_j/M_0,$$

$$\text{—} \quad T_{r1}^* = \text{const};$$

$$\text{---} \quad T_{r2}^* = \text{const} (T_{r2}^* > T_{r1}^*)$$

величину коммерческой нагрузки $\bar{M}_{кн}$. Ее максимум достигается путем минимизации величины M_{cy+T} . Условие минимума величины M_{cy+T} можно записать на основе выражения (2.17) следующим образом:

$$\frac{\partial M_{cy+T}}{\partial X} = \frac{\partial M_{cy}}{\partial X} + \frac{\partial M_T}{\partial X} = \frac{\partial \gamma_{дв}}{\partial X} + t_{экр} \frac{\partial C_{уд}}{\partial X} = 0, \quad (3.1)$$

где X - оптимизируемый параметр ГТД; $t_{экр} = t_p \frac{\bar{M}_{топ} \bar{M}_{тс}}{K_{cy}}$.

Очевидно, что если величину $t_{экр}$ в уравнении (3.1) сохранять постоянной, то при прочих равных условиях величина $\partial M_{cy+T} / \partial X$ будет равна нулю при одних и тех же значениях оптимизируемого параметра X .

Однако в случае увеличения t_p , например, в два раза, градиент зависимости $\bar{M}_T = f(X)$, показанной на рис. 3.2, при неизменном протекании

вследствие противоположного характера протекания удельных параметров ГТД $\gamma_{дв}$ и $C_{уд}$ в зависимости от выбираемых значений π_k^* . Видно, что при одном и том же характере протекания зависимостей $\gamma_{дв} = f(\pi_k^*)$ и $C_{уд} = \varphi(\pi_k^*)$, величины оптимальных значений π_k^* существенно зависят как от вида выражений для суммарной массы двигателя и топлива, так и в особенности от расчетной длительности полета. При этом оптимальные значения π_k^* по критерию M_{cy+T} существенно отличаются от значений π_k^* , соответствующих экстремумам таких удельных параметров ГТД, как $C_{уд}$ и $P_{уд}$.

Сущность возникновения оптимума параметров рабочего процесса ГТД в системе ЛА поясняет рис. 3.2. Видно, что изменение величин $\gamma_{дв}$ и $C_{уд}$ при варьировании значениями π_k^* у проектируемого ТРДД приводит в системе ЛА к соответствующему изменению протекания таких составляющих взлетной массы, как $\bar{M}_{cy} = M_{cy}/M_0$ и $\bar{M}_{гла} = M_{гла}/M_0$, определяющих

увеличивается также в два раза, что приведет к тому, что он будет сравниваться с противоположным градиентом зависимости $\overline{M}_{cy} = \varphi(X)$ при больших значениях X_{opt} . Благодаря этому, чем больше расчетная дальность полета, тем большими получаются значения оптимальных параметров ГТД. Аналогичный результат будет получаться в случае, если будет применена более высокая температура $T_{г}^*$ или зависимость протекания массы $\overline{M}_{cy} = \varphi(X)$ окажется более пологой в связи с применением новых конструкторских решений.

Если кроме M_{cy+T} рассмотреть другие критерии оптимизации, то, как вытекает из уравнений (2.1)...(2.41), все они также являются функциями от $\gamma_{дв}$ и $C_{уд}$. Очевидно, что закономерности формирования их экстремумов должны быть аналогичными.

Выражая экономические и летно-технические критерии эффективности ЛА через M_{cy+T} , можно установить, что все они весьма существенно зависят от изменений величины γ_e .

Так, например:

$$\begin{aligned}
 M_{кн} &= K_1(1 - K_9\gamma_e - K_{10}C_{уд}); \\
 M_o &= \frac{M_{кн} + M_{сл+об}}{[1 - \overline{M}_{пл} - l / K_{ла}(\gamma_e - \tau_8 C_{уд})]}; \\
 a &= \tau_{13} \frac{1 + K_{11}\gamma_e + \tau_{12}C_{уд}}{1 + K_2\gamma_e - K_{10}C_{уд}},
 \end{aligned} \tag{3.3}$$

где $K_9 = P_{кр.сy} / K_1$; $K_{10} = \frac{\overline{M}_{гс} P_{кр.сy} l_{нз}}{K_1}$; $K_{11} = K_5 / K_{сy} K_4$;

$\tau_{12} = K_6 / K_4 - \tau_8 K_{11}$; $\tau_{13} = K_4 / K_1 \tau_7$.

Формулы констант $K_1, K_4, K_5, K_6, \tau_7$ и τ_8 приведены в разд. 2.2.

Численный анализ уравнений (3.3) показывает, что влияние изменений величины γ_e является в них определяющим фактором. Так, например, коэффициент влияния $\delta a / \delta \gamma_e = 1,5 \dots 2,0$, в то время как влияние $C_{уд}$ в этом уравнении в 3-4 раза слабее. Именно благодаря этому экстремумы многих критериев эффективности ЛА тяготеют к $\gamma_{e\min}$.

Из изложенного видно, что при оптимизации параметров ГТД закономерности изменения эффективной удельной массы ГТД в системе ЛА γ_e в значительной степени определяют формирование экстремумов всех критериев эффективности ЛА.

3.2. ОБЛАСТИ ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГТД

При оптимизационных параметрических исследованиях определение того единственного сочетания параметров ГТД, при котором критерий оценки принимает экстремальное значение, является недостаточным. Незначительные отступления от теоретического оптимума могут давать конструкторам возможность получать существенные преимущества, не входящие непосредственно в условия задачи оптимизации (схемные, компоновочные, технологические, эксплуатационные и др.). Поэтому важным практическим элементом является исследование поведения критериальной функции в окрестностях ее минимума с целью определения при выборе рациональных параметров ГТД границ допустимых отступлений от математического оптимума.

Введем понятие области оптимальных параметров ГТД, представляющей собой множество их наивыгоднейших значений ($X_{\text{нв}}$), ограниченное изолиниями $Y(X_{\text{нв}}) = \text{const}$, которые отстоят от экстремума критерия эффективности Y на допускаемую величину $\Delta Y\%$.

На рис. 3.3 показан типичный вид таких областей для случаев функций одной (см. рис. 3.3,а) и двух (см.рис. 3.3,б) переменных. Видно, что при $\Delta Y = \text{const}$ размеры оптимальной области характеризуются соответствующими диапазонами наивыгоднейших параметров $\Delta X_{1\text{нв}}$ и $\Delta X_{2\text{нв}}$.

Значения параметров рабочего процесса на границах оптимальных областей $X_{\text{нв}}$ могут быть определены на основе совместного решения уравнений для

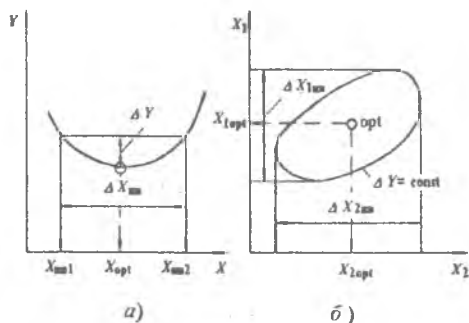


Рис.3.3. Области оптимальных параметров рабочего процесса ГТД (x_1, x_2, \dots) при $\bar{\gamma}_r = \text{const}$ и $\Delta Y = \text{const}$: а - $Y = f(x)$; б - $Y = \varphi(x_1, x_2)$

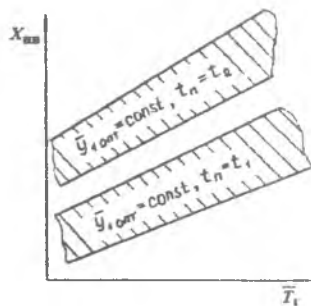


Рис.3.4. Общие закономерности изменения областей оптимальных параметров ГТД ($\bar{Y}_{\text{opt}} = 1 - \Delta Y$)

критерия оптимизации Y и для X_{opt} с уравнением изолиний. Так, например,

$$\gamma_e(X_{HB}) = (1 + \Delta Y) \gamma_{e \min},$$

где в общем случае X_{HB} - вектор оптимизируемых параметров ГТД, принадлежащих изолинии ($\gamma_e = \text{const}$), а величина $\gamma_{e \min}$ находится подстановкой значений X_{opt} в уравнение γ_e .

Анализ результатов факторных экспериментов, основанных на таких решениях, показывает, что для большинства критериев оценки ЛА [см. например, уравнения (3.3)] оптимальные области параметров ГТД имеют следующую общую закономерность (рис. 3.4):

$$X_{HB} = f(T_r^*, t_p, Y_i, \Delta Y) \quad (3.4)$$

Эта закономерность аналогична закономерности, получаемой для X_{opt} (т.е. при $\Delta Y = 0$).

Для анализа обоснований выбора рациональной величины ΔY в табл. 3.1 для критерия γ_e представлены характеристики типичного изменения области оптимальных значений π_k^* при фиксированных значениях T_r^*, t_p , КПД и других исходных данных при различных значениях ΔY .

Таблица 3.1

ΔY %	$\Delta \bar{\pi}_{k,HB}$ %	$\Delta \bar{\pi}_{k1} - \Delta \bar{\pi}_{k2}$ %	$\Delta \bar{\pi}_k$
0,1	17,0		170,4
0,5	37,1	20,0	74,2
1,0	52,4	15,3	52,4
1,5	62,4	11,8	42,8
2,0	74,2	10,0	37,1
2,5	83,1	8,9	33,2

В табл. 3.1 $(\Delta \bar{\pi}_{k1} - \Delta \bar{\pi}_{k2})$ - прирост области оптимальных параметров $\Delta \bar{\pi}_{k,HB}$ в рассматриваемом интервале ΔY , а $\Delta \bar{\pi}_k = \Delta \bar{\pi}_{k,HB} / \Delta Y$ - коэффициент расширения оптимальной области, показывающий, во сколько раз в данном интервале относительное изменение аргумента превышает соответствующее изменение критериальной функции. Из данных, представленных в табл. 3.1, видно, что оптимумам критерия γ_e присуща такая пологость, при которой изменение параметра $\Delta \bar{\pi}_{k,HB}$ в окрестностях оптимума может в 50...70 раз превышать соответствующее изменение функции γ_e . При этом ширина диапазона

$\Delta \bar{\pi}_{k,HB} = \frac{\Delta \pi_{k,HB}}{\pi_{k,opt}}$ в окрестностях минимума функции γ_e при незначительном

отступлении от γ_{\min} ($\Delta Y \leq 0,5...1,0\%$) может достигать 30...50 %.

Аналогичный анализ, проведенный для других критериев оценки ЛА, показывает, что для выбора параметров ГТД наиболее рационально использовать диапазон значений $\Delta\gamma \approx 0,5...2,0\%$, т.е. находящийся в пределах обычных допусков на основные технические данные ГТД и ЛА.

3.3. УЧЕТ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ИСХОДНОЙ ПРОЕКТНОЙ ИНФОРМАЦИИ ПРИ ВЫБОРЕ ПАРАМЕТРОВ ГТД

При выборе оптимальных параметров рабочего процесса ГТД по критериям оценки ЛА обеспечивается наиболее выгодное согласование выходных параметров СУ с запроектированными параметрами ЛА. При этом выбор параметров ГТД непосредственно отражается на проектных параметрах ЛА. С другой стороны, в сложившейся практике проектирования ГТД принято оптимизацию его параметров выполнять последовательно: на основании выбранных значений оптимальных параметров рабочего процесса определяются оптимальные размеры проточной части двигателя, на этой основе проектируются оптимальные варианты компрессора и турбины и т.д. Таким образом, выбор параметров рабочего процесса СУ непосредственно влияет на всю систему исходных данных для проектирования как ЛА, так и основных элементов двигателя. С другой стороны, задаче выбора параметров авиационных ГТД, как и задачам проектирования вообще, присуща неопределенность, которую обуславливают:

многокритериальность оценки эффективности ЛА и многорежимность его эксплуатации;

недостаточная определенность значений многих исходных проектных данных, при которой для части из них нельзя однозначно указать не только точных численных значений, но и законов распределения (эта неопределенность связана с погрешностью применяемых методов прогнозирования и вероятностным характером условий эксплуатации ЛА);

предпосылки, допущения, погрешности и ограничения методик расчета и технических требований;

существование неучтенных факторов.

Таким образом, при оптимизации параметров авиационного ГТД имеют место два основных вида неопределенностей исходной проектной информации - неопределенность цели (многокритериальность) и исходных проектных данных.

Благодаря этому задаче оптимизации параметров ГТД приобретает бивекторный характер, так как в силу неопределенности исходных данных каждый из критериев, входящих в комплексную оценку эффективности ЛА, в свою очередь, является вектором.

Таким образом, отыскание таких значений параметров рабочего процесса ГТД, которые сохраняли бы свою оптимальность при изменении КПД или массы его узлов, а также и параметров ЛА относительно запроектированных значений, является необходимым условием обеспечения стабильности проектных характеристик ЛА в целом. Для отыскания таких значений параметров в практике проектирования применяются различные методы (поиск компромиссных решений, минимизация риска проектного решения и др.).

Поиск компромиссной области для выбора параметров ГТД

При исследовании операций и их технико-экономическом анализе для решения векторных задач синтеза, к которым относится и выбор оптимальных параметров ГТД, могут быть применены различные подходы. Это связано с тем, что в отличие от задач скалярной оптимизации, имеющей единственный принцип оптимальности $Y(X_{\text{opt}}) > Y(X)$, в задачах векторной оптимизации можно использовать несколько принципов оптимальности, каждый из которых может приводить к выбору своих оптимальных решений.

Решение большинства задач векторной оптимизации наиболее рационально начинать с определения области компромиссов, т.е. того подмножества возможных решений, в котором каждое из них находится в пределах допустимых отклонений локальных критериев от своих оптимальных значений. Путем определения области компромиссов осуществляется сужение области поиска оптимальных решений, что способствует более объективному выбору окончательного решения.

Следует отметить, что отыскание области компромиссов является единственным строго научно обоснованным и объективным путем решения задач векторной оптимизации. Внутри же области компромиссов выбор оптимальных решений осуществляется либо на основе определенного принципа оптимальности (решающего правила), либо исходя из неформализуемых соображений. При векторной оптимизации широко используют решающие правила, основанные на различных принципах равномерности (например, принцип минимакса), принципах справедливой уступки, выделения главного критерия и т.д.

Точное определение границ области компромиссов часто бывает связано со значительными вычислительными трудностями. Поэтому при решении задач векторной оптимизации получили распространение и приближенные методы. Их применение оправдывается тем, что определение области компромиссов обычно не является конечной целью оптимизации, во многих задачах этот этап используется только для сужения области возможных решений. Поэтому точно знать границы этой области не всегда обязательно. Приближенно определение области компромиссов можно осуществить различными способами - путем сканирования, направленного поиска, адаптивного поиска, зондирования пространства исследуемых параметров, матричных алгоритмов, свертки критериев и т.д. Однако, очевидно, что в тех случаях, когда вычислительные трудности преодолимы, а ожидаемые размеры области компромиссов невелики, наиболее рациональным путем является все же определение истинных, а не приближенных границ такой области.

При оптимизации параметров авиационного ГТД с учетом бивекторного характера задачи область компромиссов можно определить как результат пересечения подмножества параметров, оптимальных по разным критериям при различных вариантах возможных сочетаний исходных проектных данных. Хотя поиск области компромиссов в этом случае представляет собой весьма сложную задачу, несомненным достоинством такого подхода к учету неопределенностей является то, что лицо, принимающее решение, имеет при этом свободу выбора и может оценить последствия принимаемого решения. Выбирая параметры ГТД в

пределах найденной области компромисса, оно имеет возможность учитывать при этом конструктивные, эксплуатационно-технологические и другие неформализуемые соображения.

Рассмотрим возможности использования основных принципов приведенного выше подхода к выбору параметров авиационного ГТД.

На основе заданных (или среднестатистических) исходных проектных данных можно рассчитать подмножество оптимальных параметров ГТД, принимаемое в качестве базового. Для этого выбирается один из критериев, входящих в комплексную оценку ЛА, и устанавливается допустимая величина $\Delta Y = (Y_{\max} - Y) / Y_{\max}$ (например, исходя из существующих допусков на заданные технико-экономические показатели ЛА). Важной практической задачей расчета в этом случае является определение положения изолинии выбранного критерия оценки, ограничивающей базовое подмножество (см. рис. 3.3,б).

Затем оцениваются возможные диапазоны изменения исходных проектных данных неопределенной величины. Если бы все эти данные могли иметь вероятностное описание, то задачу можно было бы решать методами стохастической оптимизации. Однако при проектировании ГТД для большинства исходных проектных данных неопределенной величины какой-либо закон распределения обычно отсутствует, но можно оценить (с помощью, например, метода экспертных оценок) вероятные пределы изменения этой величины. В этом случае можно определить только границы некоторой гарантируемой области компромиссов, т.е. соответствующие наиболее неблагоприятным (с точки зрения влияния на размеры области компромиссов) сочетаниям предельно возможных значений исходных данных.

Если в случае наиболее неблагоприятного сочетания исходных данных область компромиссов не образуется, то для сближения непересекающихся подмножеств можно ввести характеристики приоритета, используя весовые коэффициенты для главных влияющих факторов. Однако практическая реализация указанного подхода непосредственно зависит от возможностей оценки априори наиболее неблагоприятного сочетания предельных значений исходных данных, которое приводит к наибольшему смещению области оптимальных решений по данному критерию (относительно базовой).

Такую априорную оценку обычно можно осуществить лишь в том случае, если удастся построить аналитическую модель оптимального решения по выбранному критерию. Без построения такой модели найти искомое сочетание неоднозначных исходных данных путем, например, полного факторного эксперимента типа 2^n для авиационного ГТД практически невозможно, так как в этом случае число необходимых вариантов расчета оптимумов исключительно велико ($N \geq 2^{15} \dots 2^{30}$).

Отыскание области пересечения подмножеств оптимальных значений параметров ГТД по разным критериям оценки в условиях неопределенности исходных данных является наиболее сложным этапом расчетов. При этом в случае бивекторных задач трудность решения в значительной степени зависит от числа оптимизируемых параметров. Так, когда число оптимизируемых параметров ГТД не превышает одного-двух, решение имеет сравнительно простой вид, так как отыскиваемые в условиях неопределенности пересечения областей - плоские

(см. рис. 3.3). При числе оптимизируемых параметров более двух искомые области представляют собой пространства и гиперпространства. В этом случае методы определения области компромиссов существенно усложняются.

Определение наилучших оптимальных решений внутри области компромиссов

Получаемая в результате пересечения указанных выше подмножеств оптимальных параметров гарантируемая область компромиссов включает в себя те параметры, которые соответствуют наилучшей совокупной эффективности ЛА во всем диапазоне вероятных значений исходных проектных данных. В случае выбора параметров ГТД в пределах этой области при любом сочетании исходных данных обеспечивается практически максимально возможная эффективность ЛА. Следовательно, выбранные таким способом параметры будут устойчивы в пределах выбранной величины Δ_Y к неопределенности исходной информации. Если получаемая при этом область компромиссов оказывается слишком широкой, то для того, чтобы ее сузить и найти наиболее устойчивые значения параметров ГТД, можно использовать какой-либо принцип оптимальности. В большинстве случаев для выбора параметров ГТД оказывается рациональным минимаксный принцип оптимальности, позволяющий быстро сузить область поиска и гарантирующий надежность выбираемого оптимального решения X^0 :

$$\min_X \max_Y [\rho_i \Delta Y_i] = f(X, Y_i, \rho_i, b_k, p) \rightarrow X^0. \quad (3.5)$$

В этом случае отыскивается минимум тех величин критериальных отклонений Δ_Y , которые максимальны при всех рассматриваемых вариантах критериев оценки ЛА Y_i и исходных данных однозначной p и неоднозначной b_k величин с учетом "веса" каждого критерия ρ_i .

При выборе наиболее устойчивых значений оптимальных параметров ГТД в связи с непротивоположными "интересами" критериев можно использовать и другие принципы оптимальности, например, минимизацию средней величины Δ_Y

$$\min \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \rho_i \Delta Y_i = f(X, Y_i, \rho_i, b_k, p) \rightarrow X^0 \quad (3.6)$$

или среднего арифметического между максимальным и минимальным значениями Δ_Y

$$\min \frac{1}{2} [\rho_1 \Delta_{\max} + \rho_n \Delta_{\min}] = f(X, Y_i, \rho_i, b_k, p) \rightarrow X^0 \quad (3.7)$$

и т.п.

Одна из возможных ситуаций при определении области компромиссов - "выпадение" оптимальной области по одному из критериев из области

пересечений. В этом случае данный критерий можно перевести в ограничения, т.е. оговорить его допустимый уровень. Теоретически возможен предельный случай - полное отсутствие пересечений оптимальных областей для всех рассматриваемых критериев. При этом можно использовать только один единственный принцип оптимальности, заключающийся в выделении главного критерия. В этом случае проводят скалярную максимизацию главного критерия эффективности при условии, что уровень остальных критериев эффективности должен быть не меньше допустимого (например, главный критерий $M_{\text{кн}}$, ограничение - по величинам $M_{\text{су+т}}$ и $C_{\text{т.км}}$). Следует заметить, что при оптимизации параметров авиационных ГТД этот случай обычно встречается крайне редко. Например, при выборе наилучшей СУ для ЛА из ГТД разных типов (между ТРДД и ТВВД и т.п.).

3.4. ОЦЕНКА УСТОЙЧИВОСТИ ОПТИМАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ИСХОДНОЙ ИНФОРМАЦИИ

Известно, что при решении целого ряда задач небольшие изменения начальных условий не вызывают заметных изменений конечных результатов решений. Такие стабильные решения относятся к категории устойчивых. Большинство математических исследований в области устойчивости посвящено динамическим задачам, решения которых неустойчивы к малым изменениям исходных данных. В основном это задачи по устойчивости движения, общие принципы которых сформулированы А.М.Ляпуновым.

При исследовании операций под устойчивостью решения принято понимать устойчивость конечного результатам оптимизации, т.е. степень его изменения при малых изменениях исходных данных / 11 /.

Для статических задач оптимизационного типа математические аспекты устойчивости получили значительное развитие в последние годы в работах Ю.Б.Гермейера, А.И.Орлова, А.Н.Тихонова и др. Это задачи в области исследования операций, теории игр, исследования адекватности социально-экономических моделей, нелинейного программирования и т.п.

Аналогичным образом проблема оценки устойчивости оптимальных решений возникает и для параметров ГТД в связи с многокритериальной оценкой эффективности ЛА и прогнозным характером многих исходных проектных данных ГТД и ЛА. Кроме того, при построении любых математических моделей ГТД и алгоритмов, как правило, принимаются предпосылки, упрощающие реальные процессы, что также требует проверки оптимальных решений на устойчивость при изменении предпосылок и допущений расчета. В этом случае устойчивость оптимального решения служит одним из показателей адекватности разработанных моделей и алгоритмов.

Основные подходы к оценке устойчивости значений оптимальных параметров ГТД

Одной из специфических трудностей при выборе параметров ГТД является необходимость отыскания таких их оптимальных значений, которые сохраняют устойчивость в условиях как небольших, так и существенных изменений прогноза

исходных данных, так как за время создания и ввода в массовую эксплуатацию ГТД многие исходные данные проектов двигателя и ЛА претерпевают изменения, которые не могут быть отнесены к категории малых отклонений (величины $S_{Гсм}, T_{рсс}, S_{дв}$ могут, например, при этом измениться в 1,5...2 и более раз). Другая трудность заключается в том, что прогнозируемых исходных проектных данных у авиационного ГТД много.

Рассмотрим случай, когда в качестве показателя эффективности ЛА транспортного назначения используются приведенные затраты на 1 т.км - $a_{пр}$. Анализ выражений типа (2.35) и (2.37) показывает, что даже в случае одного критерия оценки результат оптимизации может зависеть от величин 20...30 прогнозируемых исходных проектных данных. В этом случае определить устойчивые значения оптимальных параметров ГТД путем перебора различных вариантов прогноза исходных данных практически невозможно, так как даже минимальное число вариантов расчета оптимумов чрезвычайно велико $N \geq 2^{20}$. Следует отметить, что с точки зрения методов решения такого типа оптимизационные задачи в условиях неопределенности можно подразделить на две характерные группы.

1. Задачи, решаемые в вероятностно-определенных условиях. В этом случае среди исходных данных, помимо однозначных величин, имеются случайные величины с точно известными вероятностными характеристиками.

2. Задачи, решаемые в условиях неопределенности. В этом случае наряду с первыми двумя видами исходных величин имеются также и такие величины, для которых совсем неизвестно (или неточно известно) вероятностное описание.

Для того чтобы свести рассмотренную выше задачу к вероятностно-определенной и решить ее стохастическими методами, требуется знать законы распределения всех исходных данных неоднозначной величины. Такие законы для прогнозируемых исходных данных, характеризующих термодинамическое совершенство двигателя ($\eta_k, \eta_T, \sigma_{вх}$ и т.п.), аэродинамическое совершенство планера, массовое совершенство ГТД и ЛА и т.п., обычно заранее неизвестны. Их предварительное определение представляет собой самостоятельную и сложную задачу. Возможность отыскания законов распределения для некоторых данных вообще сомнительна (например, для $S_{Гсм}$ или $S_{дв}$). Таким образом, свести решение рассматриваемой задачи к задаче нелинейного программирования мешают не только многокритериальная постановка задачи и вычислительные трудности, но и отсутствие для значительной части исходных данных не только единственных значений, но и достоверных законов их изменения. С другой стороны, обращение к методам векторной оптимизации позволяет решить задачу, не прибегая к анализу законов распределения прогнозируемых данных.

Один из рациональных путей решения такой оптимизационной задачи заключается в следующем. Значения факторов неоднозначной величины принимаются по среднестатистическим данным, и задача рассматривается как детерминированная, в которой влияние неопределенности является погрешностью оптимального решения, отражающейся на его устойчивости. В выражениях типа (2.36) неопределенность исходных данных отражается при этом на соответствующих коэффициентах K и T .

Учитывая разнородный характер неопределенности рассматриваемых исходных данных, при этом допустимо принять во внимание для прогнозируемых величин только диапазоны их возможного изменения, пренебрегая вероятностным описанием их изменений внутри этих диапазонов. В этом случае для оценки надежности оптимального решения необходимо исследовать устойчивость результата, получаемого для заданных (или среднестатистических) исходных данных и при наиболее неблагоприятных сочетаниях возможных значений исходных данных неоднозначной величины.

Критерии устойчивости оптимальных значений параметров ГТД

Выбранные значения оптимальных параметров рабочего процесса ГТД должны быть устойчивыми к изменениям проектных данных в период создания ГТД и внедрения ЛА в массовую эксплуатацию. Это означает, что несмотря на возможное изменение в этот период проектных данных ГТД и ЛА ($T_{\text{рес}}$, $S_{\text{ГСМ}}$, $S_{\text{ЛД}}$ и т.п.) и соответственно абсолютных величин критериев, на основе которых оптимизировались параметры ГТД, выбранные значения параметров должны оставаться в пределах области компромиссов, т.е. в пределах пересечения подмножеств параметров $X_{\text{инт}}$, оптимальных для данного ЛА (рис. 3.5). При этом смещение самого математического оптимума (δX_{opt}) будет характеризовать устойчивость оптимального решения лишь частично.

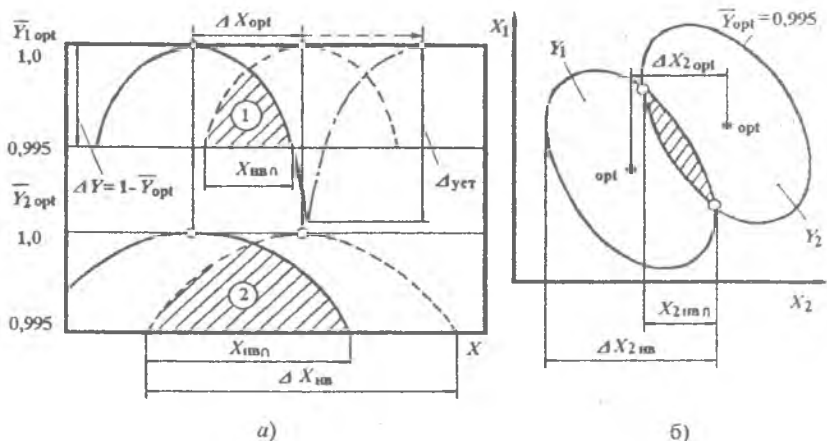


Рис.3.5. Критерии, характеризующие устойчивость области оптимальных параметров авиационного ГТД: а - $Y = f(x)$; б - $Y = \varphi(x_1, x_2)$

Так, например, если под влиянием какого-либо фактора величина $\pi_{k, \text{opt}}^*$ значительно изменится, а это может быть при изменении исходных данных (см. рис. 3.5, а) или критерия оценки ЛА (см. рис. 3.5, б), то в Δ - окрестностях оптимума базового критерия оценки, ограниченных, например, величиной критериального допуска $\Delta\gamma \leq 1...2\%$, тем не менее может сохраниться некоторая область значений $\pi_{k, \text{нв}}^*$, при которых обеспечиваются устойчивые оптимальные решения (см. заштрихованные области). Из рис. 3.5, а видно, что размер зоны устойчивых оптимальных решений $X_{\text{нв}\Omega}$ зависит при этом от выбранного значения критериального допуска $\Delta\gamma = 1 - \bar{Y}_{\text{opt}}$ и от степени пологости исследуемого оптимума. Чем больше пологость оптимума, тем выше устойчивость базового решения и тем больше размеры зоны устойчивых оптимальных значений $X_{\text{нв}\Omega}$, в пределах которой влияние неопределенности исходных данных практически отсутствует (см. зоны 1 и 2 на рис. 3.5, а). Поэтому когда в отличие от традиционного подхода вместо конкретных значений оптимальных параметров используется понятие оптимальных подмножеств параметров ГТД, нормируемых в пределах критериального допуска, то выводы по результатам оптимизации приобретают качественно новый характер: возникает возможность выбора оптимальных значений параметров ГТД, устойчивых к неопределенности исходной информации.

Сформулируем принципы, на которых можно основывать в рассматриваемом случае суждение об устойчивости оптимальных решений для параметров ГТД. Очевидно, что наличие у базовой и смещенной областей общей зоны, в пределах которой величина $\Delta\gamma$ не превышает допускаемых значений, можно рассматривать как признак устойчивости базового решения, а отсутствие такой общей зоны - как признак неустойчивости.

Количественной характеристикой устойчивости решения в первом случае может быть процент базовой области, занимаемый общей зоной ($X_{\text{нв}\Omega} / \Delta X_{\text{нв}}$), а во втором - величина $\Delta\gamma_{\text{уст}}$, при которой может вновь образоваться общая зона (см. рис. 3.5, а). При прочих равных условиях размеры зоны пересечения подмножества $X_{\text{нв}\Omega}$ будут тем больше, чем ближе оптимум, а следовательно, чем больше широта диапазона $\Delta X_{\text{нв}}$. Очевидно, что если величина смещения самого математического оптимума незначительна, то это является надежным признаком общей устойчивости оптимального решения. В связи с этим первичную оценку устойчивости базового решения можно производить по величине $\Delta \bar{X}_{\text{opt}} = \Delta X_{\text{opt}} / X_{\text{opt}}$.

В общем случае в качестве критериев устойчивости оптимальных значений параметров рабочего процесса ГТД следует использовать обе величины: $\Delta \bar{X}_{\text{opt}}$, характеризующую исходное смещение математического оптимума, и $\bar{X}_{\text{нв}\Omega} = X_{\text{нв}\Omega} / \Delta X_{\text{нв, баз}}$, характеризующую относительные размеры устойчивой части базовой области при допускаемой величине $\Delta\gamma$.

Анализ факторов, определяющих устойчивость значений оптимальных параметров ГТД

Как видно из рис. 3.5, сохранение устойчивости оптимального решения зависит не только от величин ΔX_{opt} и $\Delta \gamma$, но и в значительной степени от пологости оптимума критерия оценки ГТД.

Оценим количественные характеристики пологости оптимума для критерия γ_e и найдем теоретическим путем предельные изменения этих характеристик для случая оптимизации параметров ГТД в условиях типичной неопределенности его исходных проектных данных. В качестве типичной неопределенности рассмотрим возможные изменения исходных проектных данных в период создания и ввода в массовую эксплуатацию авиационного ГТД.

Прогнозирование проектных данных ГТД и ЛА рассматривается во многих отечественных и зарубежных работах. Основываясь на результатах работ [1, 15], все исходные данные по диапазонам возможных изменений можно условно разделить на две группы. К одной из групп относятся исходные проектные данные, которые за период создания ГТД претерпевают обычно лишь сравнительно небольшие изменения - 1...3% ($\sigma_{\text{КС}}, \eta_{\text{К}}, \eta_{\text{Т}}, \eta_{\text{П}}, \eta_{\text{Г}}, \bar{M}_{\text{ТОП}}, \Phi_{\text{С}}$ и др.).

У большой группы других исходных данных изменения в этот же период могут быть почти в 100...200 раз большими ($T_{\text{рес}}, S_{\text{ДВ}}, S_{\text{окр}}, S_{\text{ГСМ}}, S_{\text{ПЛ}}$ и др.).

Пусть, например, для этих двух групп, основываясь на методе экспертных оценок, получены следующие пределы изменений некоторых исходных данных:

$$\begin{aligned} \delta \sigma_{\Sigma} = \pm 2 \dots 3\%; \delta \eta_{\text{К}}^* = \pm 1 \dots 2\%; \delta \eta_{\text{Т}}^* = \pm 1 \dots 2\% \\ \delta \gamma_{\text{ДВ}} = \pm 5 \dots 15\%; \delta \bar{M}_{\text{ТОП}} = \pm 2 \dots 5\%; \delta \bar{P}_{\text{ВЗЛ}} = \pm 5 \dots 10\% \end{aligned} \quad (3.8)$$

$$\begin{aligned} \bar{T}_{\text{рес}} = 2 \dots 2,5; \bar{S}_{\text{ДВ}} = 1,5 \dots 2,5; \bar{S}_{\text{окр}} / n_{\text{ДВ}} = 2 \dots 3; \\ \bar{S}_{\text{ГСМ}} = 1,5 \dots 2,5; \bar{S}_{\text{ПЛ}} = 1,5 \dots 2,0 \end{aligned} \quad (3.9)$$

Для этого случая, основываясь на типовом расчете границ оптимальной области, проведем для критериальной функции γ_e полный факторный эксперимент типа 2^n , чтобы определить максимально возможные диапазоны изменений характеристик пологости $\Delta \bar{X}_{\text{нв}} = \Delta \bar{\pi}_{\text{к.нв}}$ и устойчивости $\bar{X}_{\text{нв}\Omega} = \bar{\pi}_{\text{к.нв}\Omega}$ оптимума $\pi_{\text{к}}$.

В табл. 3.2 приводятся типичные результаты, получаемые для критерия γ_e в широком диапазоне температур $\left(\bar{T}_{\text{Г}}^* = \frac{T_{\text{Г}}^*}{T_{\text{В}}^*} \right)$ и дальностей полета ЛА ($t_{\text{П}}$) при $\Delta \gamma = 1\%$ для предельных изменений исходных данных, соответствующих условиям (3.8). Сравнительно небольшое изменение относительного размера оптимальных областей $\Delta \bar{\pi}_{\text{к.нв}}$ указывает на существенную стабильность пологости оптимума γ_e при любых сочетаниях исходных проектных данных.

Диапазоны оптимальных областей π_k	$T_r^* = 6$		$T_r^* = 4,5$	
	$t_{\Pi} = 0,5$ ч	$t_{\Pi} = 10$ ч	$t_{\Pi} = 0,5$ ч	$t_{\Pi} = 10$ ч
$\Delta \bar{\pi}_{k, \text{нв}}^*, \%$	53,5...62,7	57,3...62,5	43...43,7	37,7...43
$\bar{\pi}_{k, \text{нв}\Pi}^*, \%$	22,8	24,5	20,8	16,8

Аналогичное исследование для условий (3.8) и (3.9) подтвердило такую стабильность также и для экономических и летно-технических критериев оценки ЛА. Это позволяет при анализе параметров созданных или проектируемых ГТД рассматривать закономерность (3.4) в качестве обобщающей зависимости.

Из полученных результатов также видно, что благодаря таким характеристикам пологости оптимума критерия γ_e , даже в случаях максимально неблагоприятных сочетаний исходных данных при $\Delta \gamma \leq 1\%$, обеспечивается сохранение в пределах

базовой области зон устойчивых оптимальных решений $\bar{\pi}_{k, \text{нв}\Pi}^* > 0$. Данные табл. 3.2 позволяют сделать вывод, что в условиях неопределенности исходных проектных данных возможно существование устойчивых областей оптимальных параметров ГТД в пределах обычных критериальных допусков $\Delta \gamma \leq 1...2\%$.

Так как влияние пологости рассматриваемых оптимумов на сохранение устойчивости оптимальных значений параметров ГТД весьма велико, возникает вопрос об исходных причинах возникновения столь значительной пологости этих оптимумов. Из работ в области исследования операций известно, что при оптимизации параметров элементов сложных систем применение критериев более высокого иерархического уровня в принципе уже само по себе способствует возникновению пологих оптимумов. Существует также много других факторов, отражающихся на пологости исследуемых оптимумов. Поэтому важно установить, какой фактор оказывает решающее влияние на формирование существующей пологости рассматриваемых оптимумов.

В разд. 3.1 было установлено, что первопричиной образования исследуемых оптимумов является противоположный характер изменения величин $\gamma_{\text{дв}}$ и $C_{\text{уд}}$ при варьировании величинами оптимизируемых параметров рабочего процесса ГТД. Однако известно, что сам по себе противоположный характер изменения отдельных составляющих функции еще не является достаточным условием образования оптимума. Необходимо, чтобы обе указанные выше зависимости, или одна из них, обладали кривизной, так как если эти зависимости линейны относительно X , то оптимум не образуется.

Как известно, выражение радиуса кривизны для любой линии имеет следующий вид:

$$\rho_k = \frac{\left[1 + \left(\frac{\partial Y}{\partial X} \right)^2 \right]^{3/2}}{\partial^2 Y / \partial X^2}$$

Очевидно, что в непосредственных окрестностях оптимумов основной характеристикой кривизны будет величина $\partial^2 Y / \partial X^2$. Найдем принципиальную взаимосвязь между изменением величины $\partial^2 Y / \partial X^2$ и шириной диапазона оптимальных параметров ГТД $\Delta X_{\text{нв}} = \Delta \pi_{\text{к, нв}}^*$ для экстремума унимодальной целевой функции вида $Y = f(X)$. В рассматриваемых случаях непосредственные окрестности любого оптимума с достаточной точностью можно аппроксимировать полиномом второй степени.

В этом случае

$$\Delta Y \cdot Y_{\text{opt}} = \alpha \left(\frac{\Delta X_{\text{нв}}}{2} \right)^2,$$

где $\alpha = \frac{1}{2} \frac{\partial^2 Y}{\partial X^2}$,

откуда получаем следующее уравнение связи между характеристиками пологости оптимума рассматриваемой функции и определяющими ее факторами:

$$\Delta \bar{X}_{\text{нв}} = \frac{2}{X_{\text{opt}}} \sqrt{\frac{2 \Delta Y \cdot Y_{\text{opt}}}{\partial^2 Y / \partial X^2}} \quad (3.10)$$

Это выражение указывает на непосредственную зависимость размера области оптимальных параметров ГТД от изменений величины критерия оценки, его второй производной и выбранной величины ΔY . Величина $\partial^2 Y / \partial X^2$, в свою очередь, зависит от кривизны образующих оптимум исходных зависимостей.

Проанализируем в качестве примера формирование оптимума критерия γ_e в случае ТРДД. Вычислим сначала, основываясь на уравнении (2.20), необходимые значения производной $\partial^2 \gamma_e / \partial X^2$, которые должны приводить к различным значениям ширины оптимального диапазона $\Delta \bar{X}_{\text{нв}}$ от 5 до 50%. Так, например, при $X = \pi_{\text{к}}^*$, $T_{\text{Г}}^* = 1600$ К, $t_{\text{п}} = 10$ ч, $m = 7$ и при $\Delta \gamma = 0.5\%$ имеем следующие результаты (табл.3.3).

Эти значения $\partial^2 \gamma_e / \partial \pi_{\text{к}}^2$ сопоставим с фактическими значениями $\partial^2 \gamma_e / \partial \pi_{\text{к}}^2$, получаемыми при современных значениях $\pi_{\text{к}}$, у ТРДД ДПС на основе опубликованных различных параметрических зависимостей для $\gamma_{\text{дв}}$ и $C_{\text{уд}} / 17$, 22, 28 и др. / (рис.3.6).

$\Delta \bar{\pi}_{к.нв}$, %	5	10	20	30	40	50
$10 \left(\frac{\partial^2 \gamma_e}{\partial \pi_k^2} \right)_{\text{потр}}$	110.1	27.5	6.9	5.2	1.7	1.1

Из рисунка видно, что фактическая величина $\frac{\partial^2 \gamma_e}{\partial \pi_k^2}$ соответствует тем значениям, которые приводят согласно табл. 3.3 к диапазонам $\Delta \bar{\pi}_{к.нв} = 40 \dots 50\%$, и определяется в основном производной $\frac{\partial^2 \tau_{C_{уд}}}{\partial \pi_k^2}$, оказывающей решающее влияние на формирование пологости оптимума критериев типа γ_e .

Анализ показывает, что зависимости $C_{уд} = f(X)$ обладают такими показателями кривизны $\frac{\partial^2 C_{уд}}{\partial X^2}$, которые при всех значениях T_{Γ}^* и $\tau = M_{\text{гоп}} \bar{M}_{\text{тс}} l_{\text{п}}$ обуславливают в случае критерия γ_e весьма значительные размеры диапазона оптимальных параметров рабочего процесса ТГД (при $\Delta \gamma = 0,5\% - \Delta \bar{X}_{нв} \geq 30 \dots 50\%$). Из рис. 3.6 видно, что возможные погрешности расчета по данным разных источников зависимостей $\gamma_e = f(\pi_k^*)$ (см. зону I) практически не отражаются на степени пологости получаемого оптимума и соответственно на размерах оптимальной области (см. на рис. заштрихованную область $\Delta \bar{\pi}_{к.нв}$).

Таким образом, определяющим фактором, формирующим соответствующую пологость рассматриваемых оптимумов, является кривизна такой хорошо изученной зависимости, как $C_{уд} = f(X)$

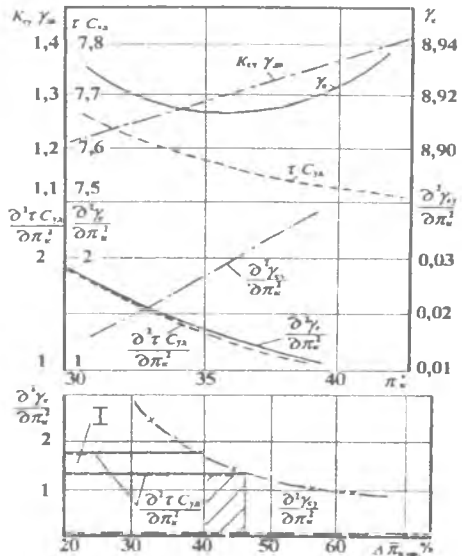


Рис.3.6. Влияние кривизны зависимостей $\gamma_{\text{де}} = f(\pi_k^*)$

и $C_{уд} = f(\pi_k^*)$ на формирование пологости оптимума критерия γ_e в случае ТРДД ($H = 11$ км,

$$V_{\text{п}} = 850 \text{ км/ч}, T_{\Gamma \text{ вкл}}^* = 1600 \text{ К}, m = 7, L_{\text{р}} = 9000 \text{ км.}$$

$\Delta \gamma = 0,5\%$; I - диапазон величин $\frac{\partial^2 \gamma_e}{\partial \pi_k^2}$,

получаемый при расчете $\gamma_{\text{сy}}$ и $C_{уд}$ по разным

методам ($\gamma_{\text{сy}} = K_{\text{сy}} \gamma_{\text{дв}}$)

(в данном примере - $f(\pi_k^*)$). Именно это ее свойство и обуславливает в условиях неопределенности исходных проектных данных достаточно высокую устойчивость областей оптимальных параметров ГТД в пределах обычных критериальных допусков - $\Delta\gamma = 0,5...2\%$. Пологость зависимости $C_{уд} = f(X)$ также отражается и на оптимумах конкретных технико-экономических показателей эффективности ЛА [см. уравнения (2.1)...(2.40)]. Это влияние может приводить к несколько иной пологости, чем у рассмотренных выше оптимумов критерия γ_e . В этом случае становятся несколько иными и размеры областей для выбора оптимальных параметров ГТД. Однако, как показывают исследования, обобщающий характер рассмотренных закономерностей подтверждается.

3.5. ОЦЕНКА РИСКА ПРОЕКТНОГО РЕШЕНИЯ ПРИ ВЫБОРЕ ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННОГО ГТД В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ИСХОДНОЙ ИНФОРМАЦИИ

Проектирование авиационного двигателя так или иначе связано с решением сложной математической задачи - раскрытием неопределенности в исходной информации. Как уже отмечалось выше, неопределенность исходной информации может приводить к отклонению запроектированных данных ГТД от заданных значений. Очевидно, что изменение исходных данных у проектируемого ГТД, например недобор КПД η_k или η_T , относительно своих номинальных (прогнозируемых) значений приводит к соответствующим изменениям выходных характеристик двигателя и в итоге - к невыполнению установленных в техническом задании требований, определяющих уровень совершенства проектируемой системы ГТД - ЛА.

В последние годы при выборе параметров сложных технических систем типа ГТД и ЛА в условиях неполной определенности исходной информации начали применять методы, основанные на определении риска невыполнения заданных требований проекта. Несмотря на то, что существует довольно распространенное мнение, что вероятность достижения основных данных проекта можно обеспечить ужесточением требований, предъявляемых к разработчикам проектируемых систем, тем не менее их невыполнение за счет недобора КПД узлов ГТД является общеизвестным фактом, с которым нельзя не считаться. Поэтому выбор параметров ГТД на основе минимизации технического риска является одним из альтернативных путей отыскания оптимальных решений, устойчивых к погрешностям прогноза исходных проектных данных.

Определим технический риск невыполнения заданных требований к ЛА как вероятность того, что реализованные в процессе создания ГТД проектные характеристики системы ГТД - ЛА выйдут за пределы, обусловленные техническим заданием, т.е. $R_T = 1 - P_T$. Здесь R_T - функция технического риска, а P_T - функция надежности проектного решения, т.е. вероятность выполнения заданных требований.

Практическое использование понятия технического риска связано с решением двух сложных задач: совместного закона распределения исходных

проектных данных, адекватно отражающего либо вероятностные законы "поведения" случайных параметров, либо меру неполноты наших знаний о проектируемой системе, и построение вычислительной модели оценки этого показателя.

Первая задача является наиболее узким местом выбора проектных параметров с использованием понятия технического риска, поскольку в области авиадвигателестроения по многим причинам отсутствует представительная статистика даже по основным показателям двигателя, пригодная для формирования статистической модели. В данном случае основным средством построения модели является экспертиза / 22 /, что, несомненно, снижает ценность модели.

Вторая задача, связанная с оцениванием риска невыполнения условий технического задания, практически может быть решена только методом статистических испытаний, т.е. методом Монте-Карло. Именно такой метод исследований наиболее часто используют при проектировании таких сложных объектов, как ЛА или ГТД / 12, 22 /.

Так, предложенная в работе /22 / модель статистических испытаний позволяет исследовать влияние неопределенности исходных данных на выходные параметры проектируемой системы. На первом этапе для каждого выходного параметра строятся гистограммы законов их распределения, после чего нетрудно оценить статистические характеристики параметров (математическое ожидание параметра, дисперсию, смещение и т.д.). Однако полученной здесь информации недостаточно для определения риска невыполнения условий технического задания.

В работе /12 / вводится понятие критерия технического риска, который используется для обоснования выбора проектных параметров ЛА в условиях неопределенности исходной информации. Однако предложенная модель статистических испытаний позволяет оценить критерий технического риска лишь в случае, когда условия технического задания ограничиваются только одним показателем оценки эффективности ЛА.

Следует отметить, что какие-либо исследования зависимости устойчивости технического риска от неточности задания закона распределения исходных данных на сегодня вообще отсутствуют. Вопрос далеко не праздный: если предположить сильное влияние небольших изменений в законе распределения исходной информации на критерий технического риска, то практическое использование пусть даже безупречных в математическом смысле методов расчета технического риска станет проблематичным, по крайней мере в области проектирования авиационных двигателей, где построить достаточно точные законы распределения исходных проектных данных практически невозможно.

Численный метод оценки критерия технического риска

Определим техническое задание (ТЗ) как систему неравенств, регламентирующих предельные уровни наиболее важных показателей эффективности системы ГТД - ЛА и проектных ограничений по ГТД,

$$Y_i(X, b) \leq Y_{i, \text{ТЗ}}, \quad i=1, 2, \dots, m, \quad (3.11)$$

где $X = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ - параметры рабочего процесса ГТД; $b = (b_1, \dots, b_l)$ - прогнозируемые исходные проектные данные; $Y_i(X, b)$ - критерии эффективности и ограничения; $Y_{i, \text{ГТД}}$ - уровни выходных характеристик двигателя или системы ГТД - ЛА, определенные техническим заданием.

Предположим, что совместный закон распределения исходных данных заранее определен, т.е. тем или иным способом задана совместная плотность $\varphi(b_1, \dots, b_l)$.

Предположим также, что все критерии приведены к виду, когда они имеют минимум. На ранних этапах проектирования двигателя в качестве таких критериев можно рассматривать либо выходные параметры ГТД ($C_{\text{уд}}$, $P_{\text{уд}}$, $\gamma_{\text{дв}}$ и др.), либо выходные параметры системы более высокого иерархического уровня - ЛА (удельные затраты топлива на 1 т.км $C_{\text{т.км}}$, взлетную массу ЛА M_0 , стоимость жизненного цикла ЛА $S_{\text{ж.ла}}$ и т.п.).

В качестве проектных параметров ГТД будем рассматривать параметры рабочего процесса (например, для ТРДД это степень двухконтурности m , степень повышения давления в вентиляторе π_v^* , степень повышения давления в компрессоре π_k^* , температура газа перед турбиной T_{Γ}^*).

Сформулируем задачу выбора проектных параметров двигателя как поиск рационального вектора X , для которого выполняются условия технического задания, определенные системой неравенств (3.11). Учитывая прогнозируемый характер исходной информации, эту задачу можно уточнить, потребовав достижения наибольшего уровня вероятности выполнения условий (3.11), или минимального уровня технического риска, т.е.

$$R_T(X) = \int_{Z(x)} \dots \int \varphi(b_1, \dots, b_l) db_1 \dots db_l \xrightarrow{x} \min, \quad (3.12)$$

где $R_T(X)$ - критерий технического риска; $\varphi(b)$ - совместная плотность распределения исходных данных с известным центром распределения $h = (h_1, \dots, h_l)$ и ковариационной матрицей $\Sigma = \|\text{cov}(h_i, h_j)\|_{l \times l}$; $Z(x)$ - подмножество векторов исходных данных, для которых не выполняются условия (3.11).

Введем индикаторную функцию $L(b)$, равную единице, если выполняются условия технического задания, и нулю - в противном случае. Тогда критерий технического риска можно оценить из выражения

$$\begin{aligned} R_T(X, \varphi, b, \Sigma, Y_{\text{ТЗ}}) &= P\{b \in \{b / L(b) = 0\}\} = \\ &= \int_{D(b)} \dots \int (1 - L(b_1, \dots, b_l)) \varphi(b_1, \dots, b_l) db_1, \dots, db_l, \end{aligned} \quad (3.13)$$

где $D(b)$ - область определения вектора.

Как видно из выражения (3.13), критерий технического риска, а следовательно, и надежность проектных решений зависят от выбора вектора проектных параметров X , вида закона распределения исходных данных $\varphi(b)$ и его параметров (центра распределения \bar{b} и дисперсионной матрицы исходных данных Σ), а также комплекса условий, определенных в техническом задании, где состав показателей и значения предельных уровней этих показателей определяют общую стратегию поиска рациональных вариантов проектных решений. Учитывая, что в рассматриваемом аспекте основной целью является выбор проектных параметров двигателя (X), будем записывать критерий технического риска зависящим только от проектных параметров X .

Пояснить влияние перечисленных выше факторов на критерий технического риска можно на примере для случая двухфакторного пространства исходных проектных данных b_1-b_2 (рис. 3.7). Согласно формуле (3.13) критерий технического риска пропорционален площади незаштрихованной области на рис. 3.7 с учетом веса $\varphi(b_1, b_2)$ каждого элемента области. На рис. 3.7 в пределах

заштрихованной области гарантируется выполнение условий технического задания. Там же нанесены изолинии функции плотности распределения исходных проектных данных $\varphi(b)$. Критерий технического риска определяет вероятность "попадания" значений исходных данных за пределы отмеченной области $Z(X)$. Чем больше заштрихованная область и чем дальше центр закона распределения $\varphi(b)$ от линии раздела пространства исходных данных, тем выше надежность проектного решения и меньше критерий технического риска. Положение линии раздела (гиперповерхности в общем случае) определяется только двумя факторами: требованиями технического задания $Y_{i,тз}$ и значениями параметров рабочего процесса проектируемого авиационного двигателя X .

Зависимость $R_T(X)$ от параметров рабочего процесса можно проиллюстрировать следующим простым примером.

Если представить зависимость критерия эффективности $Y(X, b)$ от какого-то

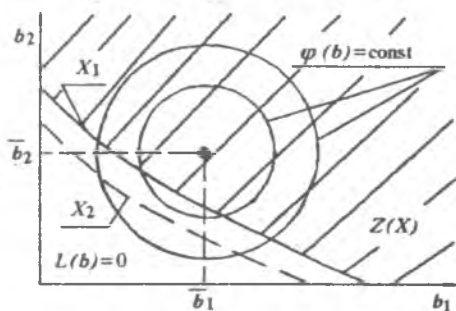


Рис.3.7 Образование области невыполнения условий технического задания в пространстве исходных данных

проектного параметра X (рис.3.8) для различных значений исходных данных $b: b_1, b_2, b_3, b_4$, то, как видно из рисунка, вероятность выполнения условия $Y(X, b) \leq Y_{\text{г}}$ у разных решений будет не одинакова: у решения X_2 - наибольшая, для решений X_1 и X_3 - одинаковая, но меньшая, чем у X_2 .

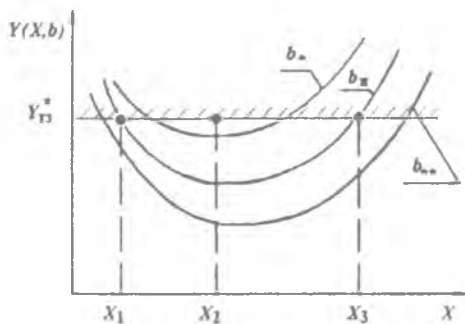


Рис.3.8 Зависимость критерия эффективности от проектного параметра X , при различных значениях исходных данных b_i

затруднительно. В этом случае целесообразно использовать приближенный способ оценки R_T , например, с помощью метода Монте-Карло. Для этого в соответствии с законом распределения плотности вероятности $\varphi(b)$ многократно реализуются различные варианты значений исходных данных, образующих случайную выборку N векторов исходных данных, а R_T приближенно вычисляется по формуле

$$R_T(X) = \left(N - \sum_{k=1}^N L(b_1^k, \dots, b_j^k, \dots, b_n^k) \right) / N, \quad (3.14)$$

где b_j^k - j -я компонента k -й реализации случайного вектора исходных данных.

Количество реализаций N векторов исходных данных, необходимое для оценки критерия технического риска с точностью ε и достоверностью $1-\alpha$, можно определить из выражения

$$N = \frac{\bar{t}_{1-\alpha}^2}{\hat{R}_T(1-\hat{R}_T)} / \varepsilon^2, \quad (3.15)$$

где $\bar{t}_{1-\alpha}$ - квантиль нормального распределения; \hat{R}_T - приближенная оценка критерия технического риска, вычисленная на предварительном этапе расчетов по формуле (3.14) при $N = 100$.

Таким образом, критерий технического риска позволяет не только оценить надежность реализации заданных уровней технико-экономических показателей эффективности авиационного двигателя, но и ввести функцию частичного порядка во множество компромиссных решений, т.е. определить в нем наиболее устойчивое к изменениям исходных данных проектное решение.

К сожалению, в условиях реального проектирования воспользоваться формулой (3.13) для вычисления критерия R_T

Критерий технического риска, найденный по формуле (3.14) на конечном наборе векторов проектных параметров X_1, X_2, \dots, X_m , выбранных в соответствии с некоторым факторным планом эксперимента, может быть описан соответствующей факторной моделью.

Факторная модель критерия технического риска позволяет проводить все необходимые оптимизационные исследования: поиск минимума критерия $R_T(X)$, построение линий равного уровня R_T и т.д.

Если точность математических моделей при оценке критериев эффективности и показателей, входящих в ограничения системы ГТД и ЛА, высокая, а модель закона распределения исходных данных адекватно отображает их вероятностную природу, то оценка значения критерия технического риска, выполненная по формуле (3.14), может быть вычислена со сколь угодно высокой точностью. В остальных случаях необходимо учитывать, в условиях каких допущений получена та или иная оценка показателя технического риска.

Влияние на критерий технического риска различных факторов

При качественном анализе свойств критерия технического риска примем следующие упрощающие предположения: все критерии ЛА $Y_i(X, b)$ выпуклые, унимодальные, непрерывные функции по X , они также являются непрерывными, монотонными, убывающими по любому направлению возрастания значений исходных данных b_i ; все критерии, используемые в техническом задании, имеют минимумы.

В пространстве исходных данных $D_{(b)}$ согласно (3.13) каждому сочетанию проектных параметров X соответствует единственная поверхность разделения исходных данных на множества выполнения и невыполнения условий (3.11) - $l(X)$. В множестве таких поверхностей $\{l(X_\alpha)\}$, соответствующих множеству допустимых проектных решений $\{X_\alpha\}$, введем строгий и нестрогий порядок, положив

$$l(X_1) < l(X_2), \text{ если } (Z(X_2) \subset Z(X_1)) \wedge (l(X_1) \cap l(X_2) = \emptyset),$$

$$\text{и } l(X_1) < l(X_2), \text{ если } Z(X_2) \subset Z(X_1).$$

Исследование свойств $R_T(X)$ проведем для технического задания, состоящего из одного показателя $Y(X, b) \leq Y_{T3}$. Дополним множество поверхностей $\{l(X_\alpha)\}$ огибающей поверхностью

$$l^* = \left\{ b \mid \min_X Y(X, b) = Y_{T3} \right\}, \quad (3.16)$$

лежащей ниже любой поверхности множества $\{l(X_\alpha)\}$. Основываясь на принятых предположениях, можно доказать, что $l^* \leq l(X_\alpha)$.

Очевидно, что

$$R_T(X) \geq \int_{\bar{Z}^*} \dots \int \varphi(b) db_1 \dots db_l,$$

поскольку l^* лежит ниже всех $l(X_\alpha)$, а $\bar{Z}^* = \{b \mid \min Y(X, b) \geq Y_{T3}\}$ (множество невыполнений условий технического задания) имеет наименьшую площадь. Каждому сочетанию исходных данных $b_0 \in l^*$ соответствует поверхность $l(X_0)$ (где $X_0 = \operatorname{argmin} Y(X, b_0)$), которая касается множества l^* в точке b_0 и проходит выше ее во всех остальных точках (рис.3.9). Можно показать, что наименьший риск не выполнить условия

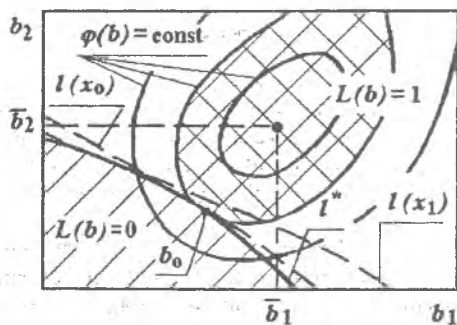


Рис.3.9. Формирование минимума критерия технического риска

технического задания будет реализовываться для такой поверхности $l(X_0)$, которая проходит через точку касания b_0 множества l^* с изолинией функции плотности распределения $\varphi(b) = \text{const}$; поскольку оценка вероятности для внутреннего множества, ограниченного этой изолинией, принимает наибольшие значения среди любых других множеств равной площади.

Сформулированному сочетанию исходных данных b_0 в силу унимодальности функции $Y(X, b)$ соответствует единственное

решение для X_0 , когда $Y(X_0, b_0) = \min Y(X, b_0) = Y_{T3}$, которое и обеспечивает минимум критерию технического риска.

Приведенные рассуждения позволяют провести качественный анализ факторов, влияющих на значения проектных параметров, минимизирующих критерий технического риска.

Наибольшее влияние на положение минимума $R_T(X)$ оказывают условия технического задания, которые не только изменяют положение поверхности l^* в пространстве исходных данных, но и соотношения между проектными параметрами и исходными данными, определенные условиями поверхности l^* (3.16).

Следующая группа факторов связана с законом распределения $\varphi(b)$. Из рис.3.9 видно, что пропорциональные изменения ковариационной матрицы Σ , не нарушающие топологии $\varphi(b)$ (например, пропорциональные изменения дисперсий b_i), вызывают изменения величины $R_T(X)$, однако точка касания l^* уже с другой по уровню изолинией не изменит своего положения. Следовательно, сохранится и положение минимума $R_T(X)$. При прочих равных условиях (равенстве средних значений и дисперсий исходных данных) изменение вида закона распределения вызывает незначительное смещение точки касания h_0 на поверхности - l^* , что приводит к незначительному смещению минимума $R_T(X)$. Больше влияние на положение минимума может оказать изменение средних значений исходных данных h_i , и то только в плоскости, параллельной поверхности l^* .

Приведенные рассуждения можно распространить и на общий случай технического задания, когда число критериев больше одного, введя обобщающую функцию $F(X, b) = \max Y_i(X, b) / Y_{iТЗ}$ и аналогичное (3.11) новое техническое задание $F(X, b) \leq 1$.

Проведенное исследование показывает, что вид закона распределения исходных данных, а также его параметры не могут оказать существенного влияния на значения проектных параметров ГТД, минимизирующих технический риск. Однако вид закона распределения и в особенности его параметры отражаются на абсолютной величине критерия технического риска в точке его минимума. Наиболее существенное влияние на значения параметров рабочего процесса ГТД, минимизирующих технический риск, оказывает выбранная цель проектирования, выражающаяся в назначении состава показателей, входящих в техническое задание, и величин их предельных значений. Эти обстоятельства указывают на целесообразность использования критерия технического риска на этапе формирования состава и перспективных уровней критериев проектирования, а также их взаимного согласования. Как видно из изложенного выше, перспективно также использование критерия технического риска и при поиске наиболее надежных проектных решений в условиях неопределенности исходной информации.

Глава 4. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ ЛА

4.1. МЕТОДОЛОГИЯ ОПТИМИЗАЦИИ И ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ЛА

Многолетняя практика выбора параметров СУ на основе данных разрабатываемого проекта ЛА показала, что при таком одновременном начале проектирования ЛА и его элементов в связи с разными сроками создания ЛА (3...4 года) и ГТД (7...10 лет) затягивается ввод ЛА в эксплуатацию. Поэтому современная методология создания авиационных ГТД исходит из необходимости опережающей закладки проекта двигателя на 3...5 лет, в течение которых на основе исследований имеющегося научно-технического задела проводится цикл исследований по оптимизации и выбору параметров вариантов двигателя для предполагаемого ЛА, разрабатывается и доводится до работоспособного состояния его газогенератор, создаются демонстрационные или опытные образцы двигателя. Для того чтобы это осуществить, авиадвигателестроительные ОКБ должны обладать рядом новых подсистем САПР. Так, в частности для оптимизации и выбора параметров двигателя в системе предполагаемого ЛА требуется специальная подсистема, позволяющая согласовать параметры ГТД и ЛА - прототипа и найти наилучшие параметры двигателя в системе ЛА, устойчивые к возможной погрешностям используемой математической модели ЛА относительно ее окончательного варианта в проекте.

При оптимизации параметров двигателя в системе ЛА обычно используются следующие математические модели:

модель планера, в основу которой положено аэродинамическое и массовое моделирование при заданных условиях и траекториях полета;

модель двигателя, позволяющая на основе заданных для оптимизации параметров рабочего процесса выбранного (прогнозируемого) уровня совершенства элементов двигателя определить его выходные характеристики ($C_{уд}$

, $P_{дв}$, $M_{дв}$) на расчетном режиме в любой точке траектории полета ЛА;

модель согласования характеристик двигателя с потребными характеристиками планера;

модель расчета критериев эффективности ЛА, учитывающая изменение всех необходимых параметров СУ и планера при моделировании полета ЛА по заданной траектории.

Как известно, на этапе внешнего проектирования ГТД выбор рациональных концепций проекта, оптимизация и выбор параметров рабочего процесса и размерности двигателя непосредственно связаны с решением проблемы

согласования характеристик силовой установки и планера ЛА. В наиболее общей постановке задачи при согласовании характеристик СУ и планера должны быть учтены программа и профиль полета ЛА, аэродинамические и массовые характеристики планера и силовой установки, многорежимность работы СУ, класс используемых аэродромов, предельная длина взлетно-посадочной полосы, безопасность эксплуатации ЛА при отказе одного из двигателей при взлете, а также некоторые другие специфические требования (скороподъемность, статический и динамический потолок для вертолетов, ограничения по шуму в контрольных точках и др.). В общем случае при согласовании характеристик СУ и планера на основе комплекса важнейших технико-экономических критериев осуществляются поиск наиболее рациональных соотношений основных параметров планера и силовой установки, оптимальных режимов полета ЛА и работы силовой установки.

В случае оптимизации параметров ГТД в системе ЛА обычно приходится вводить ряд допущений, упрощающих постановку рассматриваемой задачи в связи с обычно ограниченной информацией по ЛА: на начальных стадиях проектирования ГТД, как правило, бывают известны только основные проектные данные прототипа ЛА для расчетного режима (например, $M_{кн} \cdot H_p \cdot V_p \cdot L_p \cdot C_{т.км}$) и некоторые ограничения (например, $L_{впп}$, уровень шума и т.п.). С другой стороны известно, что ЛА будет эксплуатироваться не только на расчетном режиме, а в широком диапазоне дальностей и $M_{кн}$ (рис.4.1). Указанное допущение вносит первый существенный элемент неопределенности в задачу оптимизации параметров ГТД.

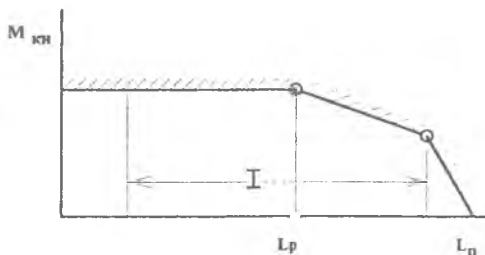


Рис.4.1. Типичная зависимость $M_{кн} = f(L_п)$ при $H_p \cdot V_p$ для магистрального самолета (I - диапазон реальной эксплуатации)

Согласование параметрических характеристик семейства ГТД с ЛА при их оптимизации

Для согласования характеристик двигателя с ЛА при оптимизации параметров ГТД требуется определить режимные параметры СУ в каждой точке траектории полета и увязать их с потребными тягами для ЛА (рис.4.2). Так как при оптимизации параметров рабочего процесса производится варьирование этими параметрами в достаточно широких диапазонах, то увязка необходима для каждого варианта параметров исследуемого семейства ГТД. Общие принципы согласования характеристик планера и двигателя и используемые при этом методы

подробно изложены в работе / 22 /. Они находят применение и в задачах рассматриваемого типа.

Математическая модель ЛА, используемая при согласовании характеристик СУ и планера, включает в себя уравнения существования ЛА, аэродинамические и массовые характеристики конструкции планера, параметры траектории полета. Уравнения существования ЛА состоят из уравнения баланса масс основных частей ЛА и уравнений гравитационного и энергетического баланса / 20 /:

$$\begin{aligned} \sum \bar{M}_j - 1 &= 0; \\ Y_i - M_{\text{ла}j} g \cos \theta &= 0, \\ P_{\text{эф}i} - M_{\text{ла}i} g (X / M_{\text{ла}i} g + \sin \theta + V / g) / n_{\text{дв}} &= 0, \end{aligned} \quad (4.11)$$

где $X = C_x q S_{\text{кр}}$; $q = \rho V_{\text{п}}^2 / 2$;

$$C_x = C_{x_0} A (C_Y - C_Y^*)^2, \quad X_{\text{мг}} = C_{x.\text{мг}} F_{\text{мг}} \cdot q; \quad C_Y = \frac{Y}{q S_{\text{кр}}},$$

$M_{\text{ла}i} g$ - текущий полетный вес ЛА; θ - угол наклона траектории полета.

Коэффициенты лобового сопротивления C_x и подъемной силы C_Y здесь соответствуют поляре самолета, построенной с учетом отклонения органов управления для балансировки ЛА. Аэродинамические характеристики планера обычно бывают представлены зависимостями коэффициентов C_x , C_Y и отвала поляры A от числа M полета, а траектория полета - программой набора высоты и снижения $H = f(V_{\text{п}})$, профилем полета $H = \varphi(L_{\text{п}})$. Все они обычно берутся по прототипу ЛА. Величины $C_{x.\text{мг}}$ либо принимаются по статистическим данным, либо рассчитываются по методике, описанной в работе /22/.

Заданными также считаются составляющие баланса масс ЛА: $M_{\text{об}}$ - масса оборудования; $M_{\text{сл}}$ - масса служебной нагрузки;

$\bar{M}_{\text{пл}}$ - относительная масса конструкции планера; $\bar{M}_{\text{тс}}$ - относительная масса топливной системы.

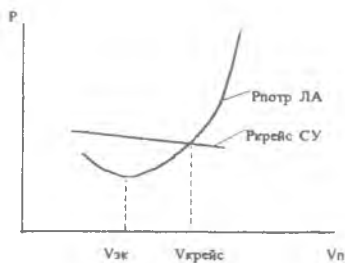


Рис.4.2 Согласование потребной и располагаемой тяг ЛА и СУ

При этом

$$\sum \bar{M}_j = \bar{M}_{пл} + \bar{M}_{г+гс} + \bar{M}_{су} + \bar{M}_{об} + \bar{M}_{сл} + \bar{M}_{кн} = 1.$$

Модель ЛА при определении оптимального рабочего процесса двигателя должна позволять на основе рассчитанных выходных характеристик двигателя и заданного уровня весового и аэродинамического совершенства планера найти из уравнений существования ЛА недостающий параметр ($M_0, M_{кн}, L_{п}$ и т.п.), который может служить также и целевой функцией в проводимой оптимизации.

При оптимизации параметров двигателя в системе ЛА возможны три варианта реализации получаемого эффекта в балансе масс ЛА, при которых принимается

1 вариант

$$M_0 = \text{var}$$

при

$$\bar{M}_{пл} = \text{const}$$

$$M_{кн} = \text{const}$$

$$L_{п} = \text{const}$$

2 вариант

$$M_{кн} = \text{var}$$

при

$$\bar{M}_{пл} = \text{const}$$

$$M_0 = \text{const}$$

$$L_{п} = \text{const}$$

3 вариант

$$L_{п} = \text{var}$$

при

$$\bar{M}_{пл} = \text{const}$$

$$M_{кн} = \text{const}$$

$$M_0 = \text{const}$$

В каждом из этих случаев при заданных значениях постоянных величин эффект от оптимизации параметров двигателя приводит либо к $M_{кн.\max}$, либо к $M_{0.\min}$, либо к $L_{п.\max}$. При выборе параметров перспективных ГТД больше используют 1 вариант баланса масс ЛА, так как чаще всего для предполагаемого ЛА известен лишь прогноз наиболее вероятных величин $M_{кн}$ (т.е. например, число пассажиро-мест) и $L_{п}$ (в зависимости от выбранного типа самолета: СМС, ДМС и др.). При этом расчет такого критерия оптимизации ГТД, как взлетная масса ЛА, осуществляется следующим образом.

1. Вычисляют нулевое приближение взлетной массы ЛА, исходя из уравнения баланса масс

$$M'_0 = \frac{M_{кн} + M_{сл} + M_{об}}{1 - \bar{M}_{пл} - \bar{M}_{су} - \bar{M}_{г+гс}} \quad (4.2)$$

где нулевые приближения по относительной массе силовой установки $\bar{M}_{су}$ и топлива с топливной системой $\bar{M}_{г+гс}$ определяются либо по прототипу ЛА, либо по статистическим данным, либо с помощью приближенных формул / 21 /.

2. Для каждого выбранного варианта параметров рабочего процесса вычисляют удельные параметры двигателя $C_{уд}, P_{уд}$ и определяют размер двигателя ($D_{вх}, G_{в.пр}$). Как отмечалось в гл. 1, в качестве расчетного режима ГТД для магистральных ДПС обычно принимают режим крейсерского полета, так как в

большинстве случаев этому режиму соответствует максимальный приведенный расход воздуха, а следовательно, и максимальный потребный размер двигателя, а также расчетные (как правило, наилучшие) значения КПД большинства элементов двигателя, т.е. те исходные данные, которые должны иметь наименьшую погрешность в процессе реализации проекта.

3. Исходя из заданной длины разбега самолета по взлетно-посадочной полосе (ВПП) - $L_{\text{разб}}$ - определяют потребные для ЛА значения взлетной тяговооруженности \bar{P} , взлетной тяги P_0 , тяги в момент отрыва $P_{\text{отр}}$ и соответствующих расходов воздуха через двигатель $G_{\text{в}\Sigma 0}$ и $G_{\text{в}\Sigma \text{отр}}$ путем решения следующей системы уравнений:

$$\bar{P} = \frac{P_0 + P_{\text{отр}}}{2g(M_0 - M_{\text{т.отр}}/2)} = \frac{0,12(M_0 - M_{\text{т.отр}}/2)g}{C_{Y \max} L_{\text{разб}} S_{\text{кр}}} + 1,5f_{\text{разб}} + 0,5/K_{\text{разб}},$$

$$M_{\text{отр}} = n_{\text{дв}} t_{\text{отр}} \frac{C_{\text{уд}0} P_0 + C_{\text{уд.отр}} P_{\text{отр}}}{2};$$

$$V_{\text{отр}} = 1,536 \sqrt{\frac{(M_0 - M_{\text{т.отр}}/2)g}{C_{Y \max} S_{\text{кр}}}}; \quad (4.3)$$

$$t_{\text{отр}} = \frac{L_{\text{разб}}}{2500V_{\text{отр}}};$$

$$P_0 = G_{\text{в}\Sigma 0} P_{\text{уд}0};$$

$$P_{\text{отр}} = G_{\text{в}\Sigma \text{отр}} P_{\text{уд.отр}};$$

$$G_{\text{в}\Sigma \text{отр}} = G_{\text{в}\Sigma 0} \bar{G}_{\text{в.отр}};$$

$$\bar{G}_{\text{в.отр}}, P_{\text{уд.отр}} = f(P_{\text{уд}0}, V_{\text{отр}}) - \text{при } T_{\text{г}}^* = \text{const},$$

где $C_{Y \max}$ - максимальный коэффициент подъемной силы в момент отрыва;

$V_{\text{отр}}$ - скорость отрыва; $t_{\text{отр}}$ - время разбега по ВПП; $f_{\text{разб}}$ - приведенный коэффициент сопротивления при разбеге; $K_{\text{разб}}$ - аэродинамическое качество при разбеге; $P_{\text{уд}0}, P_{\text{уд.отр}}$ - удельные тяги при взлете и в момент отрыва от ВПП.

Для магистральных ЛА потребные значения взлетной тяги обычно удается обеспечить выбором соответствующей программы регулирования. В особых случаях повышенной потребной тяговооруженности (например, для взлета с грунтовых аэродромов) может получиться, что потребные величины $G_{\text{в}\Sigma \text{пр}}$ превысят проектное значение, полученное для условий крейсерского полета. В этом случае производят "перезавязку" размера двигателя на взлетный режим.

Масса двигателя определяется по параметрам взлетного режима (см. разд. 2.3). С учетом возрастания массы ГТД в системе СУ $M_{cy} = K_{cy} M_{дв} n_{дв}$ (где $K_{cy} = 1,8 \dots 1,4$ в зависимости от типа ГТД и его мотогондлы) и числа двигателей на ЛА $n_{дв}$ уточняется значение относительной массы СУ $\bar{M}_{cy} = M_{cy} / M_0$.

4. Путем расчета ВСХ двигателя определяют расход топлива на каждом участке траектории полета ЛА и его потребный запас на полет. При этом расчет суммарного расхода топлива на полет производится численным интегрированием с учетом изменения потребной тяги самолета и соответственно удельного расхода топлива СУ

$$M_T = \int_0^{t_p} M_T(i) dt \cong \sum_{i=1}^n \Delta t_i n_{дв} \frac{C_{уд i} P_i - C_{уд i-1} P_{i-1}}{\ln(C_{уд i} P_i / C_{уд i-1} P_{i-1})} + M_{т.из} \quad (4.4)$$

Потребная тяга для планера на i -м участке траектории $P_{потр i} = P_{эф i} n_{дв}$ определяется из уравнений движения самолета (4.1). Путем расчета ВСХ ГТД по величинам $P_i = P_{эф i} + X_{мг i}$ определяются значения $C_{уд i}$ на каждом участке траектории и соответственно величины $M_{T i} = P_i C_{уд i} \Delta t_i$.

При расчете параметров двигателя, соответствующих $P_{потр i}$, осуществляется проверка ограничений, лимитирующих режимы его работы (например, $T_{Г, i}^* \leq T_{Г, max}^*$, $q(\lambda_i) \leq q(\lambda_i)_{max}$). При невозможности выполнения этих ограничений на каком-либо участке траектории производится корректировка размера двигателя на расчетном режиме.

5. Рассчитывают второе приближение взлетной массы по (4.2), после чего цикл повторяется до тех пор, пока массы ЛА предыдущего и последующего приближений не будут совпадать с заданной точностью.

Второй и третий варианты постановки задачи оптимизации не требуют дополнительных пояснений, так как являются более простыми с точки зрения согласования характеристик СУ и планера, поскольку там отсутствуют итерации по подбору M_0 .

В конечном итоге путем вариации параметров рабочего процесса двигателя ($\tau_{к}^*$, $T_{Г}^*$, m) на расчетном режиме определяется такое их сочетание, которое соответствует максимальной эффективности ЛА по выбранным критериям.

Определение гарантируемой области компромиссов для выбора параметров ГТД

На основании термогазодинамического расчета вариантов семейства ГТД в принципе можно для каждого критерия, входящего в комплексную оценку ЛА, определить оптимальные значения параметров ГТД для условий крейсерского полета при различных сочетаниях исходных данных неоднозначной величины b_k :

$$x_{\text{opt}} = \left\{ \arg \min Y_i \mid Y_i = F_i(x, b_{\kappa}, p) \right\}$$

где $Y_i = \{M_0, C_{\text{Т.км}}, \alpha, \dots\}$; $x = \{m, \pi_{\kappa}^*, \pi_{\text{в}}^*\}$ - вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса ГТД; $\kappa = 1, 2, 3, \dots, q$; p - исходные данные однозначной величины. При этом для расчета экономических критериев может быть использована стандартная методика [10]. Стоимость каждого варианта ГТД в данном случае можно оценивать либо по регрессионным зависимостям на основании полученных значений его массы и удельной стоимости, либо непосредственно по параметрическим уравнениям стоимости, если они имеются.

Основываясь на полученных локально-оптимальных решениях, для рассматриваемых критериев (x_{opt}), можно выделить базовое подмножество оптимальных параметров ГТД, соответствующее одному из этих критериев оценки ЛА и выбранной величине ΔY (рис.4.3):

$$X_{\text{НВ}} = \left\{ x \mid Y_{\text{баз}}(x, p, b_{\text{баз}}) \leq (1 + \Delta Y) Y_{\text{баз}}(x_{\text{opt}}, b_{\text{баз}}, p) \right\},$$

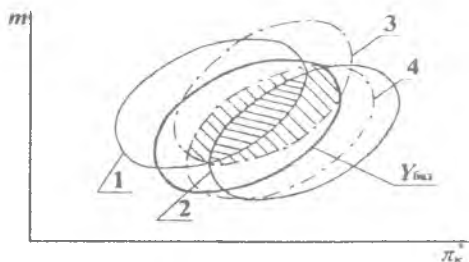


Рис.4.3 Определение гарантируемой области компромиссов в условиях неопределенности исходных данных ГТД и ЛА при $\Delta Y = \text{const}$: 1, 2 - при наиболее неблагоприятных сочетаниях b_{κ} для критерия $Y_{\text{баз}}$; 3, 4 - при наиболее неблагоприятных сочетаниях b_{κ} для критерия Y_i

где $b_{\text{баз}}$ - вектор среднестатистических значений исходных данных неоднозначной величины; величина ΔY выбирается таким образом, что все локально-оптимальные решения для x_{opt} по другим критериям будут находиться в пределах базового подмножества.

Чтобы найти устойчивую к неопределенности исходных данных b_{κ} часть такого подмножества оптимальных параметров ГТД, нужно определить область пересечения аналогичных подмножеств для комплекса из n - критериев:

$$X_{\text{НВ}} \cap = \bigcap_{i=1}^n \bigcap_{\kappa=1}^q X_{i, \kappa \text{ НВ}} \quad (\text{см. рис.4.3}), \quad \text{где } q - \text{число вариантов исходных данных}$$

неопределенной величины, а подмножества наивыгоднейших значений параметров $X_{i, \kappa \text{ НВ}}$ включают в себя все те значения x (например, $m, \pi_{\kappa}^*, \pi_{\text{в}}^*$), которые

удовлетворяют условию $Y_i(x, b_{\kappa}, p) \leq (1 + \Delta Y / \rho_{i, \kappa}) Y_i(x_{\text{opt}}, b_{\kappa}, p)$.

Здесь каждому Y_i соответствуют свой минимум и свой коэффициент важности ("веса") $\rho_{i,k}$. Решение возможно осуществить в два этапа. На первом этапе принимается равная значимость всех влияющих факторов ($\rho=1$). Последующий анализ может внести изменения в постановку задачи, увеличить или уменьшить значимость отдельных критериев ($\rho \neq 1$) с целью сужения (или расширения) зоны устойчивых оптимальных решений.

Однако для того чтобы определить границы гарантируемой области компромиссов, в пределах которой можно выбирать наиболее устойчивые значения параметров рабочего процесса ГТД, необходимо располагать методами, позволяющими априори оценить наиболее неблагоприятные сочетания прогнозируемых значений исходных проектных данных неоднозначной величины b_k . Для этого требуется знать, как минимум, направление влияния на оптимальные значения параметров ГТД возможных погрешностей прогноза каждого из проектных данных неопределенной величины.

В указанных целях наиболее целесообразно использовать заранее вычисленные для расчетных условий полета (например, $H = 11$ км, $V = 850$ км/ч) и рассматриваемых критериев эффективности ЛА специальные коэффициенты чувствительности $\delta x_{opt} / \delta b_k$ типа приведенных в работе / 8 /. Такие коэффициенты позволяют отобрать два альтернативных варианта значений исходных данных b_k , которые приводят к смещению величины x_{opt} в сторону наибольших и наименьших значений. С этими наборами исходных данных производится расчет соответствующих подмножеств оптимальных параметров для $Y_{баз}$ и Y_i , что позволяет найти область компромиссов (см.рис.4.3).

На заключительном этапе лицо, принимающее решения, осуществляет выбор параметров ГТД в пределах найденной области устойчивых оптимальных решений. Для этого определяется та ее часть, которая свободна от проектных ограничений:

$$X_{св.нв} = \{ x_{нв} \mid x_{нв} \in X_{нв} \cap Z_{огр}(x) \leq C_z \}.$$

Здесь $Z_{огр}$ - вектор рассматриваемых ограничений. На рис.4.4 показан характерный вид таких ограничений по габаритным размерам $D_{мг}$, шуму EPN , эмиссии EI , срокам создания $\Delta T_{созд}$ и стоимости жизненного цикла $S_{ж.дв}$. Область $X_{св.нв}$ на рис.4.4 показана штриховкой.

Часто ограничениями являются принятые конструктивные решения: например, выбранный материал лопаток компрессора ограничивает величину π_k , число охлаждаемых ступеней

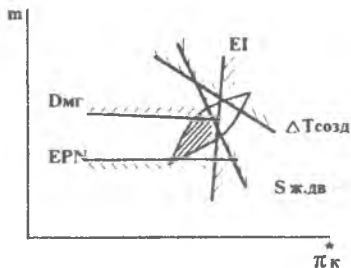


Рис.4.4. Определение зоны области компромиссов, свободной от проектных ограничений

турбины - величину $T_{Г\max}$ и т.п.

Определение границ такой области может потребовать также двух этапов. На первом этапе отдельные ограничения могут полностью исключить возможность выбора искомым параметров в пределах области компромиссов. В результате анализа последствий влияния всего комплекса имеющихся ограничений для ГТД может быть найдено решение, позволяющее исключить влияние лимитирующего ограничения. При отсутствии такого решения требуется пересогласовать заданные ограничения или увеличить критериальный допуск $\Delta\gamma$.

Оценка технического риска при сопоставлении альтернативных проектных решений ГТД

Рассмотрим пример использования критерия технического риска при сравнении альтернативных вариантов проектных параметров ТРДД без смещения потоков для магистрального самолета типа В-757. Номинальные значения большинства исходных данных, используемых в математической модели системы ГТД - ЛА, соответствуют данным по самолету В-757 и двигателю типа PW 2037. В качестве неопределенных величин в примере условно рассматривались пять исходных данных, определяющих значения КПД основных элементов двигателя:

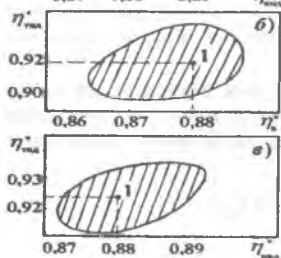


Рис. 4.5 Пример области рассеяния исходных данных у проектируемого ТРДД

$\eta_{в}^*, \eta_{кнд}^*, \eta_{квд}^*, \eta_{твд}^*, \eta_{ГТД}^*$. При оценке технического риска методом статистических испытаний использовалась модель распределения перечисленных выше исходных данных, построенная на основе статистического анализа соответствующих показателей семейства ТРДД данного класса.

О свойствах построенной статистической модели можно косвенно судить по области рассеяния исходных данных, представленной на рис. 4.5 в виде трех проекций на координатные плоскости исходных данных (а - $\eta_{ГТД}^*, \eta_{кнд}^*$; б -

$\eta_{ГТД}^*, \eta_{в}^*$; в - $\eta_{твд}^*, \eta_{квд}^*$). Из рисунка видно, что выбранный закон распределения асимметричен и между некоторыми из них существует заметная корреляционная связь. Точка 1 на рисунке соответствует их номинальным значениям.

В качестве основных показателей проекта рассматривались взлетная масса ЛА M_0 и расход топлива на тонно-километр $C_{Т.км}$. В связи с этим техническое задание определялось следующей системой неравенств:

$$\{M_0 \leq 85700 \text{ кг}, C_{Т.км} \leq 0,174 \text{ кг}/(\text{т.км})\}. \quad (4.5)$$

Сравним между собой по критерию технического риска два варианта проектных решений, условно обозначенных D_1 и D_2 . Первое решение соответствует условию минимизации критерия эффективности $C_{Т.км}$. Второй вариант решения получен в соответствии с минимаксной стратегией оптимизации по комплексу критериев M_0 и $C_{Т.км}$. При выборе проектных параметров для этих вариантов были использованы номинальные значения указанных исходных данных системы ТРДД - ЛА в расчетных условиях полета ($H = 11 \text{ км}, V = 850 \text{ км/ч}, L_p = 4000 \text{ км}$).

Для вычисления значений технического риска, соответствующих разным, выбранным произвольно проектным решениям - D_1 ($\pi_{к\Sigma}^* = 30, m = 5,8$) и D_2 ($\pi_{к\Sigma}^* = 26, m = 6,1$), первоначально разыгрываются N случайных векторов исходных данных ($\eta_B^{*(k)}, \eta_{КИД}^{*(k)}, \eta_{КВД}^{*(k)}, \eta_{ТВД}^{*(k)}, \eta_{ТНД}^{*(k)}$) в соответствии с их законом распределения (см. рис. 4.5). Для каждого сочетания исходных данных по математической модели двигателя для рассматриваемых вариантов проектных решений определялись показатели ЛА, указанные в его проектных данных (в нашем случае M_0 и $C_{Т.км}$). Вычисляя индикаторную функцию $L(\eta_B^*, \dots, \eta_{ТНД}^*)$, устанавливая факт выполнения ($L = 1$) или невыполнения ($L = 0$) условий (4.5) для каждого из рассмотренных вариантов случайного отклонения исходных данных от своих номинальных значений (табл. 4.1). Оценка величин $R_{ТД_1}$ и $R_{ТД_2}$ на основании данных этой таблицы производится по формуле (3.14) с доверительной вероятностью 0,95 и точностью $\pm 0,01$.

Таблица 4.1

№_ип	η_B^*	$\eta_{КИД}^*$	$\eta_{КВД}^*$	$\eta_{ТВД}^*$	$\eta_{ТНД}^*$	$D_1: \pi_{к\Sigma}^* = 30; m = 5,8$			$D_2: \pi_{к\Sigma}^* = 26; m = 6,1$		
						M_0	$C_{Т.км}$	L	M_0	$C_{Т.км}$	L
1.	0,893	0,878	0,883	0,91	0,912	86000	0,1735	0	85690	0,174	1
2.	0,886	0,882	0,885	0,912	0,922	86150	0,174	0	85700	0,1745	0
3.	0,892	0,883	0,874	0,923	0,918	85650	0,172	1	85500	0,1738	1
.....
8000	0,888	0,892	0,879	0,926	0,915	86000	0,1734	0	85690	0,1739	1

Вычисленные значения технического риска для этих двух вариантов двигателей показывают, что риск невыполнения условий (4.5) для первого варианта (D_1) составляет 0,7, а для второго варианта 0,475. Из этого следует, что с точки зрения надежности реализации регламентированных в техническом

задании уровней совершенства проектируемого двигателя второй вариант решения имеет несомненное преимущество по сравнению с первым.

Сравнение этих вариантов двигателей становится более наглядным и объективным, если в пространстве проектных параметров (например, $m-\pi_{к\Sigma}^*$)

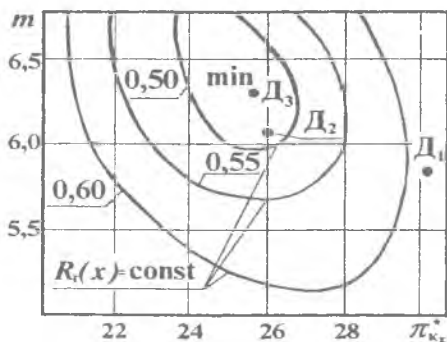


Рис.4.6 Области рациональных параметров ТРДД по критерию $R_T(x)$ для условий технического задания ($M_0 \leq 85700$ кг, $C_{т.км} \leq 0,174$ кг/(т.км))

D_3 обозначен вариант параметров двигателя, для которого риск невыполнения условий (4.5) оказался наименьшим (0,46). Однако, как видно из рис.4.6, разница между вариантами D_2 ($R_T=0,475$) и D_3 ($R_T=0,46$) с точки зрения проектных параметров ТРДД незначительна, следовательно, вариант D_2 можно считать близким к реализации наименьшего риска невыполнения проектного задания.

4.2. ОСНОВНЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ ГТД ПРИ ИХ ПРОЕКТИРОВАНИИ ДЛЯ ЛА КОНКРЕТНОГО ТИПА И НАЗНАЧЕНИЯ

Поиск оптимальных решений при проектировании авиационных ГТД обычно ведется численными методами с помощью ЭВМ, что позволяет использовать богатые возможности САПР при оптимизации и графических построениях. Для отыскания областей оптимальных параметров ГТД обычно используется математический аппарат векторной оптимизации и нелинейного

построить линии равного уровня технического риска. Для этого на сетке проектных параметров в точках $(m_i, \pi_{кi})$, реализующих тот или иной факторный план эксперимента, вычисляются значения технического риска. На основе полученных данных строится регрессионная модель технического риска. Эта модель может быть использована для построения в пространстве проектных параметров изолиний технического риска, поиска сочетаний проектных параметров, минимизирующих технический риск, и т.д.

На рис.4.6 представлены такие изолинии технического риска, а также отмечены рассмотренные выше варианты двигателей. Точкой

программирования. Получаемые при этом результаты оптимизации существенно зависят от типа и назначения ЛА и ГТД, его схемы, ограничений, а также от разброса прогнозируемых значений исходных проектных данных по двигателю и самолету / 1, 15 /. Поэтому при реальном проектировании ГТД в связи с большой пологостью экстремумов критериев оценки ЛА большие преимущества при выборе параметров их рабочего процесса дает рассмотрение вместо сеток оптимальных значений

π_k^* , m , T_r^* , π_v^* , как это чаще всего пока делается / 24, 28 /, областей оптимальных параметров двигателя, ограниченных выбранной величиной допустимого отклонения от экстремумов критериев оценки.

На рис.4.7 показано образование таких характерных областей в типовом для авиационных ГТД случае: при оптимизации двух и трех параметров рабочего процесса. Рис.4.7 иллюстрирует случай двухпараметрической оптимизации ТРДД для ДПС по критерию $C_{т.км}$ при заданном значении свободной энергии через величины T_r^* и π_k^* .

Видно, что в этом случае оптимальные значения m_{opt_2} и π_{v,opt_2} могут быть получены в процессе перебора ЭВМ вариантов ТРДД с различными значениями π_v^* .

Из рис.4.8,а видно, что в этом случае область оптимальных значений m_{opt_2} и π_{v,opt_2} при $\Delta Y = const$ соответствует набору локальных областей для каждого значения $\pi_v^* = const$.

Указанные оптимизационные расчеты ТРДД с перспективным уровнем КПД для ДПС типа "Боинг-757-200" производились с помощью специальной подсистемы САПР "АППАРАТ" (самолет - ГТД), методологические основы

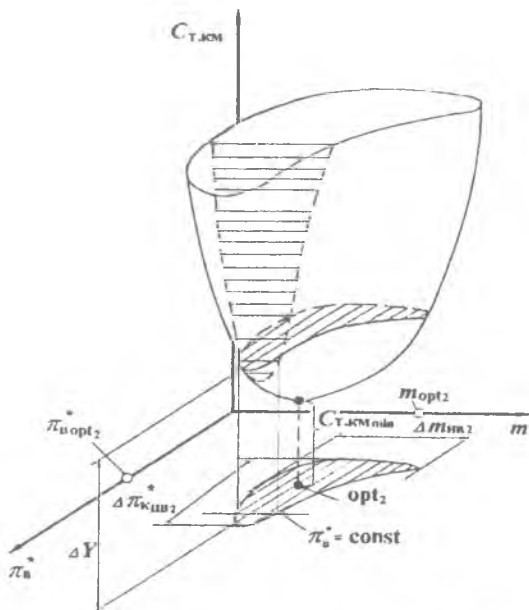


Рис.4.7. Схема образования области значений m_{opt_2} и π_{v,opt_2} при $T_r^* = const$, $\pi_k^* = const$ и $\Delta Y = const$

которой изложены в разд.4.1. В этих расчетах исходили из предпосылки, что при $m \geq 8$ потери тяги за счет внешнего сопротивления практически не зависят от двухконтурности и составляют примерно 8...9% [17, 25].

На рис.4.8,а обращает на себя внимание ширина получаемых диапазонов $\Delta m_{\text{нв}}$ и $\Delta \pi_{\text{в.нв}}^*$, позволяющая конструктору выбирать наиболее приемлемые решения с учетом неформализуемых факторов и ограничений. Так, например, видно, что хотя значения $m \approx 13,3$ и $m \approx 21,5$ в данном случае практически равноценны по величине $C_{\text{т.км}}$, однако для реальной конструкции ТРДД

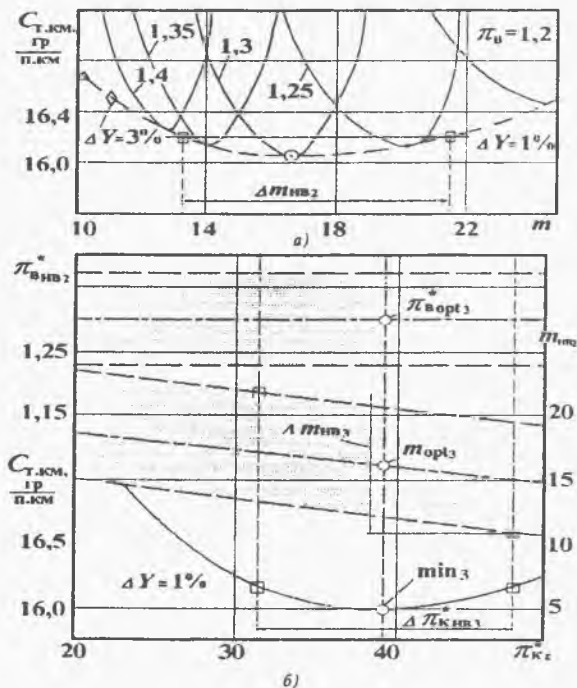


Рис.4.8. Области оптимальных параметров ТРДД для ДПС при двух- и трехпараметрической оптимизации при $T_{\text{г}}^* = \text{const}$: а - область

значений $m_{\text{нв}2}$ и $\pi_{\text{в.нв}2}^*$ для критерия $C_{\text{т.км}}$ при $H = 11$ км, $M_{\text{п}} = 0,8$

$L_{\text{п}} = 9000$ км, $T_{\text{г.кр}}^* = 1400$ К, $\pi_{\text{к}}^* = 35$, $P_{\text{взл}} = 150...200$ кН; б - область

значений $m_{\text{нв}3}$, $\pi_{\text{к.нв}3}$, $\pi_{\text{в.нв}3}^*$ в том же случае

несомненно предпочтительнее вариант с $m = 13,3$, который проигрывая оптимальному ($m = 16,5$) всего 1% от $C_{\text{т.км} \text{ min}}$, не только имеет меньшие габаритные размеры, но и меньший вес (за счет обечайки, редуктора и турбины НД). Можно также, расширив допускаемое отклонение от $C_{\text{т.км} \text{ min}}$ до 3...4%, выбрать $m \approx 10...11$, что позволит вообще отказаться от редуктора, снизить габарит и, что немаловажно, получив при этом $\pi_{\text{ворт}2}^*$ порядка 1,5, достигнуть в расчетных условиях сверхкритического перепада в сопле наружного контура, что облегчит обеспечение одновременно высоких значений КПД и достаточных запасов газодинамической устойчивости вдоль рабочей линии вентилятора.

Таким образом, важной закономерностью выбора величин m и $\pi_{\text{в}}^*$ у ТРДД с высокой и со сверхвысокой двухконтурностью является целесообразность использования в этих целях лишь окраинных частей оптимальных областей по критериям оценки ЛА, т.е. с наименьшими значениями $m_{\text{ИВ}}$ и соответственно наибольшими $\pi_{\text{в}}^*$.

В случае трехпараметрической оптимизации представить графически экстремум целевой функции уже невозможно. Поэтому переход от двухпараметрической к трехпараметрической оптимизации можно иллюстрировать в виде последовательного перехода к дальнейшей оптимизации величин $m_{\text{ИВ}2}$ и $\pi_{\text{ИВ}2}^*$ по величине $\pi_{\text{к}}^*$ (см.рис.4.8,б). Видно, что и в этом случае

сохраняется достаточно широкий диапазон выбора значений $m_{\text{ИВ}3}$ и $\pi_{\text{ИВ}3}^*$ и $\pi_{\text{к.ИВ}3}^*$.

Таким образом, закономерности, рассмотренные на рис.4.8, показывают, что при выборе оптимальных параметров ТРДД по такому распространенному критерию оценки магистральных самолетов, как $C_{\text{Т.км}}$, проектировщики располагают достаточно широкими возможностями, чтобы учесть важнейшие конструктивные и экономические соображения при небольших отступлениях от минимума этого важнейшего технико-экономического показателя.

На рис.4.9, а сопоставлены области оптимальных параметров по критериям M_0 и $C_{\text{уд}}$ для ГТД нового перспективного направления развития для ДПС - турбовинтовентиляторных двигателей (ТВВД), представляющих собой дальнейшее развитие ТВД с высоконагруженными многолопастными саблевидными воздушными винтами уменьшенного диаметра (винтовентиляторами), позволяющими сохранять расчетные значения КПД до чисел $M_{\text{п}} = 0,75...0,8$ и генерирующими меньший шум. Применение ТВВД на магистральных ДПС вместо ТРДД может обеспечить в ближайшие годы при скорости полета 800...850 км/час выигрыш в расходе топлива не менее 15...20%. Характерной особенностью выбора

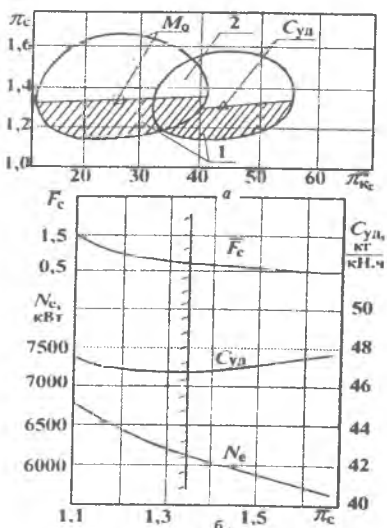


Рис.4.9. Области оптимальных параметров ТВВД для СМС по критериям M_0 и $C_{\text{уд}}$

($H = 11$ км, $V = 800$ км/ч, $T_{\text{г.кр}}^* = 1400$ К, $L_{\text{п}} = 3500$ км, $P_{\text{взл}} = 200$ кН):

а - оптимальные области, при $\Delta y = 1\%$;

1 - область ограничения $\pi_{\text{к}} < \pi_{\text{к.орт}}$;

2 - область компромиссов;

б - сечение области компромиссов при $\pi_{\text{к}\Sigma}^* = 35$

параметров рабочего процесса для двигателей этого типа, как и для ТВД, является существенное ограничение большей части оптимальных областей условием $\pi_{с.нв} > \pi_{с.опт}$ (см.заштрихованные области), так как проектировщику совершенно нецелесообразно выбирать параметры при $\pi_{с.нв} \leq \pi_{с.опт}$, хотя они и находятся в пределах оптимальной области. Дело в том, что, несмотря на то, что в этом случае ухудшение $C_{уд}$ происходит в допустимых пределах, понижение π_c вызывает возрастание массы турбины, редуктора и винтовентилятора (так как увеличивается мощность на валу N_e), а также массы выходного устройства и потерь в нем в связи с увеличением площади выходного сопла - \bar{F}_c и возникающей при этом диффузорностью (см.рис.4.9,б). Поэтому в зоне, свободной от ограничения, оказывается целесообразным выбирать лишь предельно допускаемые величиной $\Delta \gamma$ наибольшие значения $\pi_{с.нв}$, т.е. выбирать $\chi_{нв}$ на границах оптимальной области, как и в случае ТРДД (см.рис.4.8,а). Однако для реализации указанных выше преимуществ ТВВД перед ТРДД требуется решить ряд сложных научно-технических проблем в области аэродинамики, акустики и прочности винтовентиляторов. Как известно, аэродинамика обычного воздушного винта такова, что его КПД снижается при увеличении числа M полета так резко, что использование его в традиционном исполнении при числах $M_{п} \geq 0,6...0,7$ экономически неэффективно, в то время как ДПС с ТРДД эксплуатируются при $M_{п} = 0,8...0,85$.

Проведенные на сегодня опытно-конструкторские работы в разных странах уже привели к созданию однорядных и двухрядных соосных тянущих винтовентиляторов с редукторным приводом (например, для отечественного ТВВД Д-27), а также безредукторных винтовентиляторов толкающего типа (например, для зарубежного ТВВД GE36), которые обладают высокими КПД вплоть до $M_{п} = 0,8$.

В настоящее время главной проблемой ТВВД является снижение шума винтовентилятора. Пока лишь редукторная схема ТВВД способна обеспечить приемлемый уровень шума в дальнем акустическом поле. Однако КПД редуктора при этом должен составлять не менее 99%, чтобы обеспечить нормальную работу топливо-масляного теплообменника. Создание таких редукторов с требуемым ресурсом для мощностей, превышающих 11000 кВт, является пока нерешенной проблемой.

В настоящее время к новому поколению самолетов местных воздушных линий с ТВВД выдвигается требование неразрушения обшивки самолета при попадании в нее лопасти винтовентилятора при полном или частичном ее обрыве, а это требует пересмотра существующих правил сертификации самолетов с ГТД. Поэтому ввод в опытную эксплуатацию первого гражданского транспортного самолета с ТВВД предполагается лишь к 2000 году.

Что касается использования ТВВД на самолетах местных воздушных линий, то как показывает анализ, в связи с влиянием малоразмерности, величины оптимальных параметров рабочего процесса для любых типов ГТД на таких ЛА должны заметно отличаться от аналогичных параметров СУ полноразмерных

магистральных самолетов. На рис. 4.10,а показано ¹ как изменяются оптимальные значения параметров рабочего процесса для малоразмерного ТВВД с $N_{\gamma_{взл}} = 1100$ кВт применительно к небольшому служебному самолету по сравнению с ТВВД с $N_{\gamma_{взл}} = 12000$ кВт для среднего магистрального самолета при одинаковых значениях дальности полета и температуры $T_{гкр}^*$ при двухдвигательной СУ. Видно, что значения $\pi_{корп}$ у малоразмерного ТВВД, в связи с худшими КПД турбокомпрессора, получаются на 15...20% меньшими по всем рассмотренным критериям (M_0 , $C_{Ткм}$). И хотя при выборе значений $\pi_{к.нв}$ этот диапазон может быть раздвинут в пределах от 5 до 25% (см. заштрихованные компромиссные области на рис.4.10, а), тем не менее, с точки зрения получения минимального удельного веса СУ, целесообразно выбирать значения $\pi_{к.нв}$ на границах компромиссных областей, т.е. с величинами $\pi_{к.нв}$ на 20% меньшими в случае ТВВД для рассматриваемого служебного самолета. Расчеты показывают, что при этом абсолютные значения величин $C_{Ткм}$ у малоразмерного служебного самолета получаются на 13% худшими.

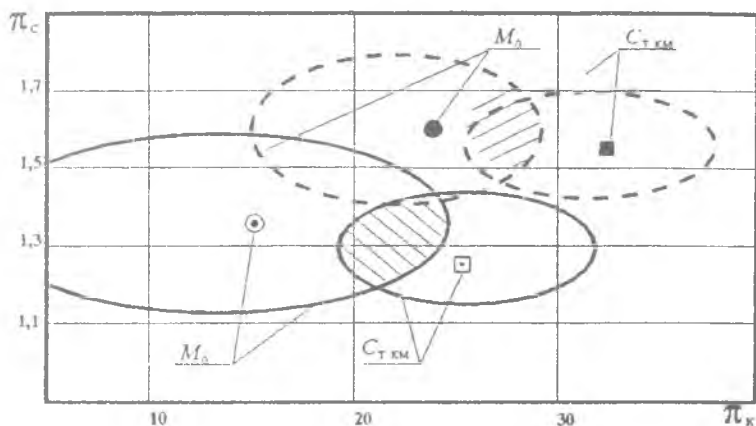


Рис 4.10,а. Влияние размера ДПС на области оптимальных параметров их СУ с ТВВД

при $T_{гкр}^* = 1400$ К, $L_{п} = 3500$ км., $M_{п} = 0,8$, $H_{п} = 11$ км, $z_{дв} = 2$, $\Delta\gamma = 0,5\%$;

— служебный самолет ($M_{кн} = 3000$ кг, $\bar{M}_{пл} = 0,6$, $N_{\gamma_{взл}} = 1100$ кВт);

--- СМС ($M_{кн} = 16500$ кг, $\bar{M}_{пл} = 0,54$, $N_{\gamma_{взл}} = 12000$ кВт)

¹ Из совместных исследований с А.Е.Деньговым.

Следует отметить, что масса СУ с ТВВД на указанных ЛА получается большей на 40...45%, чем в случае ТРДД, что обусловлено большей массой винтовентилятора и редуктора у ТВВД по сравнению с массой вентилятора и его корпуса у ТРДД. Однако, в связи с лучшим на 15...20% удельным расходом топлива у ТВВД, суммарная масса его силовой установки и топлива в системе ЛА получается меньше, чем у ТРДД, что и приводит к снижению величин $C_{Ткм}$ и M_0 , характеризующих экономическую эффективность самолета.

Что касается обычных ТВД, то они в настоящее время на новых магистральных ДПС не применяются, но находят широкое применение на самолетах местных воздушных линий и малых служебных самолетах. Для последних характерно малое число пассажиров (до 10...30) и большое разнообразие полетных заданий, что отражается на выборе как типа СУ, так и ее оптимальных параметров. Так, например, в одних случаях для служебных самолетов могут быть характерны полеты на сравнительно небольшую дальность ($L_{п} = 500...1500$ км) при невысоких скоростях полета ($M_{п} = 0,45...0,55$). В других случаях служебные самолеты имеют существенно иное предназначение. Например - для беспосадочных полетов на большую дальность ($L_{п} = 5000...8000$ км), что требует повышенной скорости полета ($M_{п} = 0,65...0,8$). Однако в этом случае при применении ТВД происходит резкое падение КПД воздушного винта и соответственно экономической эффективности самолета. Это обстоятельство осложняет поиск компромиссных решений при выборе типа СУ. Поэтому на служебных самолетах часто применяются как ТВД, так и ТРДД.

Для самолетов местных воздушных линий, напротив, характерны перевозки существенно большего числа пассажиров (50...100 чел.) на сравнительно небольшие расстояния ($L_{п} = 1500$ км). Поэтому такие самолеты имеют обычно большие размеры, чем служебные, в связи с чем для них требуются и ТВД большего размера. Кроме того, при выборе параметров СУ для самолетов местных воздушных линий приходится вести анализ не только в традиционных для всех ЛА расчетных условиях полета (полет с $M_{кп} = M_{кпmax}$ на расчетную дальность), но и в нетрадиционных, часто встречающихся в практике их эксплуатации, например, при полетах с промежуточной посадкой без дозаправки.

Все используемые на указанных типах ЛА ГТД обычно являются малоразмерными. В связи с этим у ТВД для служебных самолетов имеет место наибольшее снижение КПД турбокомпрессора, что также отражается как на величинах их основных технических данных, так и на оптимальных значениях параметров их рабочего процесса.

На рис.4.10,6 показано влияние на области оптимальных параметров рабочего процесса ТВД двух типичных назначений служебных самолетов - полеты на большую и малую дальность.

Из рисунка видно, что назначение служебного самолета, обуславливающее его основные технические данные и малоразмерность его СУ, оказывает существенное влияние на величины $\pi_{корт}$ и $\pi_{кпв}$. Так, например, сравнение

областей оптимальных параметров ТВД для дальнего и ближнего вариантов служебного самолета показывает существенное отличие в величинах $\pi_{кр}$ по всем рассмотренным критериям, достигающее 25...35%. Анализ показывает, что это связано в первую очередь с влиянием величины расчетной дальности полета ЛА, а также с одним из следствий этого - разной степенью малоразмерности ТВД (при большой дальности требуется $N_{э\text{взл}} = 1400$ кВт, а при малой - только 1000 кВт).

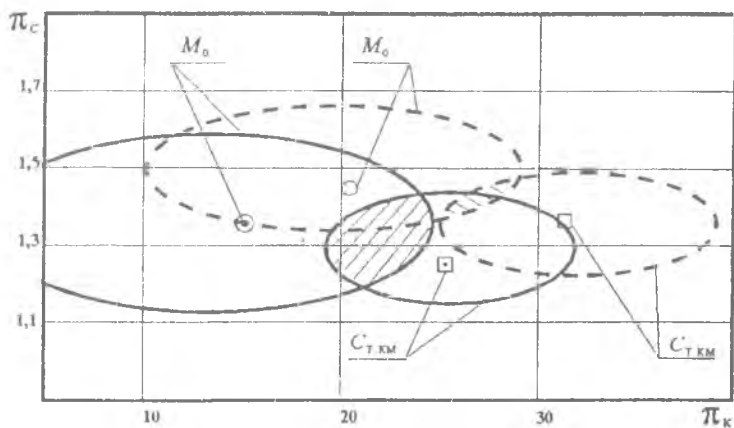


Рис.4.10,б. Влияние на значения служебного самолета на области оптимальных параметров ТВД при $T_{гкр}^* = 1400$ К, $M_{кн} = 3000$ кг, $z_{дв} = 2$, $\Delta\gamma = 0,5\%$:

— — — — — ближний служебный самолет ($H_{п} = 6$ км, $M_{п} = 0,45$, $L_{п} = 1000$ км, $\bar{M}_{пл} = 0,61$, $N_{э\text{взл}} = 1000$ кВт);

— · — · — · — дальний служебный самолет ($H_{п} = 11$ км, $M_{п} = 0,6$, $L_{п} = 6000$ км,

$\bar{M}_{пл} = 0,58$, $N_{э\text{взл}} = 1400$ кВт)

Сопоставление областей компромиссных решений по критериям M_0 и $C_{Ткм}$ для выбора параметров рабочего процесса указанных ТВД (см.заштрихованные области на рис.4.10,б), а также расчетных величин их потребных мощностей $N_{э\text{взл}}$, показывает, что выбор единого ТВД для ближних и дальних служебныхсамолетов нецелесообразен. Использование же дальнего служебного самолета на малых дальностях полета - не экономично.

При анализе примеров выбора параметров авиационных ГТД выше рассматривались только результаты их оптимизации при $T_{г}^* = \text{const}$.

В тех случаях, когда при оптимизации параметров ГТД задается ограничение уровня температуры деталей горячей части, обеспечивающей заданное значение назначенного ресурса, возникает возможность оптимизации и температуры $T_{г}^*$ для каждого выбранного типа системы охлаждения. Так, например, на рис.4.11 показано влияние при $T_{л} = \text{const}$ перехода от конвективного к конвективно-пленочному охлаждению турбины малоразмерного вертолетного ГТД с перспективным уровнем КПД на области его оптимальных параметров $T_{г,взл}^*$ и $\pi_{к,взл}^*$ по критериям $M_{кн}$, $C_{т,км}$ и a . Расчеты¹ производились с помощью специальной подсистемы САПР "АППАРАТ" (вертолет - ГТД), учитывающей

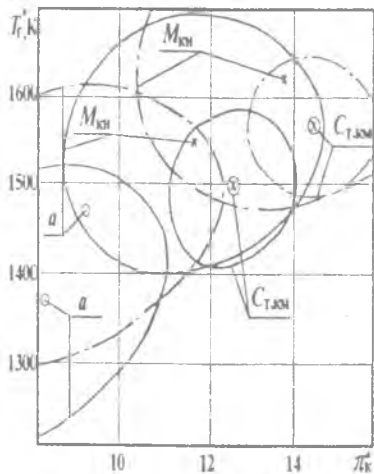


Рис.4.11 Влияние системы охлаждения малоразмерного вертолетного ГТД на области его оптимальных параметров ($H = 0$, $V = 0$, $M_0 = 1200$ кг, $Ne_{взл} = 300$ кВт, $L_p = 435$ км, $T_{л}^* = 1180$ К, $\Delta\gamma = 2\%$):
 \circ, x, \otimes - минимумы критериев a , $M_{кн}$ и $C_{т,км}$;
 — — — — — конвективное охлаждение;
 - - - - - конвективно-пленочное

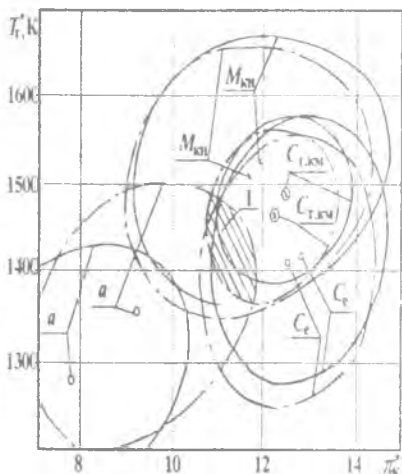


Рис.4.12 Влияние ресурса малоразмерного вертолетного ГТД $\tau_{назн}$ на области его оптимальных параметров ($H = 0$, $V = 0$, $M_0 = 1200$ кг, $Ne_{взл} = 300$ кВт, $L_p = 435$ км, $\Delta\gamma = 2\%$):
 — — — — — $\tau_{назн} = 5000$ ч; - - - - - $\tau_{назн} = 10000$ ч; I - область компромиссов для $\tau_{назн} = 10000$ ч по критериям C_e , $C_{т,км}$, $M_{кн}$ и a

¹ Из совместных исследований с А.Б.Ивановым

особенности современных и перспективных аэродинамических и весовых характеристик вертолетов / 18 / и их согласование с характеристиками двигателей. Видно, что оптимальные значения $\pi_{к.взл}^*$ увеличиваются в рассматриваемом случае более чем на 15%, а $T_{г.взл}^*$ - на 60...80%.

Решающую роль в поиске компромиссных значений параметров рабочего процесса на расчетном (здесь - взлетном) режиме при этом играет абсолютная величина назначенного ресурса двигателя. Из рис.4.12 видно, что, например, при ресурсе ГТД 5000 часов область компромиссов для экономических и летно-технических критериев вертолета при $\Delta\gamma \leq 2\%$ вообще отсутствует. Чтобы такая область возникла, лицу, принимающему решения, нужно допустить заметно большее отступление от экстремумов критериев оценки вертолета (в данном случае необходимо $\Delta\gamma = 4\%$). При увеличении же расчетного ресурса до 10000 ч (что соответствует в рассматриваемом случае необходимости снижения допустимой температуры лопаток турбины приблизительно на 30°) такая область имеет место уже при $\Delta\gamma \leq 2\%$, т.е. в пределах обычных допусков на технико-экономические показатели ЛА и ГТД.

Весьма характерны также закономерности влияния на области оптимальных параметров ГТД важнейших системных факторов: критериев оценки ЛА и дальности полета. Из рис.4.12 видно, что наименьших значений параметров ГТД требует критерий себестоимости перевозок, а наибольших - критерии $M_{кн}$ и $C_{т.км}$. Это подтверждает тот факт, что наиболее дешевые решения не обеспечивают ЛА высоких летно-технических качеств. Видно, однако, что компромисс здесь возможен.

На рис.4.13 показано влияние дальности полета на области оптимальных параметров ТРДД магистральных самолетов по критерию M_0 . Видно, что имеет место однозначная зависимость - чем больше расчетная дальность полета, тем требуется выбирать большие значения параметров рабочего процесса ТРДД. Так, например, переход от СМС к ДМС соответствует приросту $\pi_{к.опт}^*$ у ТРДД примерно на 20%. Поэтому обычно находят для проектируемых ГТД компромиссные решения для всего реального при эксплуатации на

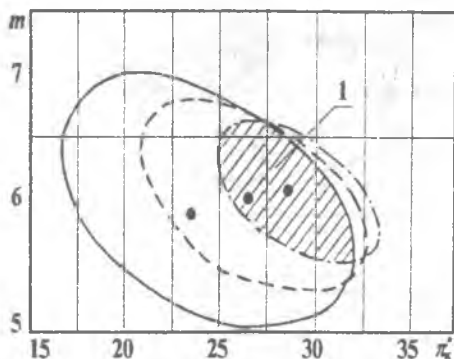


Рис.4.13. Влияние дальности полета на области оптимальных параметров ТРДД магистральных самолетов по критерию M_0 ($H = 11$ км, $V = 850$ км/ч, $T_{г.кр}^* = 1400$ К, $\Delta\gamma = 1\%$):

— $L_p = 3000$ км, - - - $L_p = 6000$ км;
 - · - · $L_p = 9000$ км; 1 - область компромиссов

ДПС диапазона дальностей полета (см. заштрихованную область на рис.4.13).

Особые трудности вызывает учет совместного влияния комплекса критериев оценки ЛА и диапазона дальностей полета на выбор компромиссных параметров ГТД. На рис.4.14 показан поиск такой области компромиссов для случая малоразмерного ГТД с современным уровнем КПД для транспортного вертолета с диапазоном дальностей полета $L_p = 290...650$ км при назначенном ресурсе ГТД 5000 ч (индексы у критериев оценки ЛА соответствуют дальности полета). Видно, что для отыскания компромиссного решения в данном случае требуется допустить $\Delta\gamma = 4\%$ и тем не менее область выбора параметров, устойчивая к изменению дальности, получается весьма узкой, что специфично для вертолетных ГТД, так как для таких ГТД характерны менее пологие оптимумы, чем у самолетных.

На рис.4.15 и 4.16 приведены зависимости изменения диапазонов оптимальных по критерию M_0 параметров рабочего процесса от температуры $T_{г.взл}^*$ для ТРДД и вертолетных ГТД, рассчитанные для современного уровня параметров ЛА и КПД в элементах двигателей. В этих зависимостях просматривается четкая общая закономерность - смещение областей оптимальных параметров ГТД в сторону больших значений π_k^* и t и их непрерывное расширение при повышении расчетной температуры $T_{г.взл}^*$. Характер этих зависимостей подтверждает общность такой закономерности для газотурбинных СУ самолетов и вертолетов.

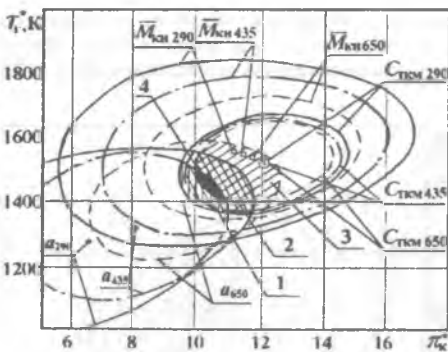


Рис.4.14. Влияние на область оптимальных параметров малоразмерного вертолетного ГТД критериев оптимизации и дальности полета ($H = 0$, $V = 0$, $M_0 = 3250$ кг, $Ne_{взл} = 550$ кВт, $\Delta\gamma = 4\%$):

- 1 - область компромисса по критериям $M_{кн} \cdot C_{т.км}$ и a при $L_p = 290$ км; 2 - при $L_p = 435$ км; 3 - при $L_p = 650$ км; 4 - общая область компромиссов, устойчивая к изменению дальности полета

является необходимым условием безредукторной схемы и обеспечивает, как отмечалось выше, сверхкритический перепад в сопле наружного контура. Последнее позволяет отказаться от применения поворотных лопаток вентилятора.

Нанесенные на эти (приведенные к взлетному режиму) зависимости статистические данные по двигателям и проектам, созданным за последние 20 лет, в основном подтверждают, что у большинства из них выбор параметров производится пока чаще всего на основе такого критерия ЛА, как M_0 . Для ТРДД, кроме того, подтверждается также использование из конструктивных соображений при оптимизации его параметров ограниченный $\pi_b^* = const$ в диапазоне $\pi_b^* = 1,8...1,5$, что

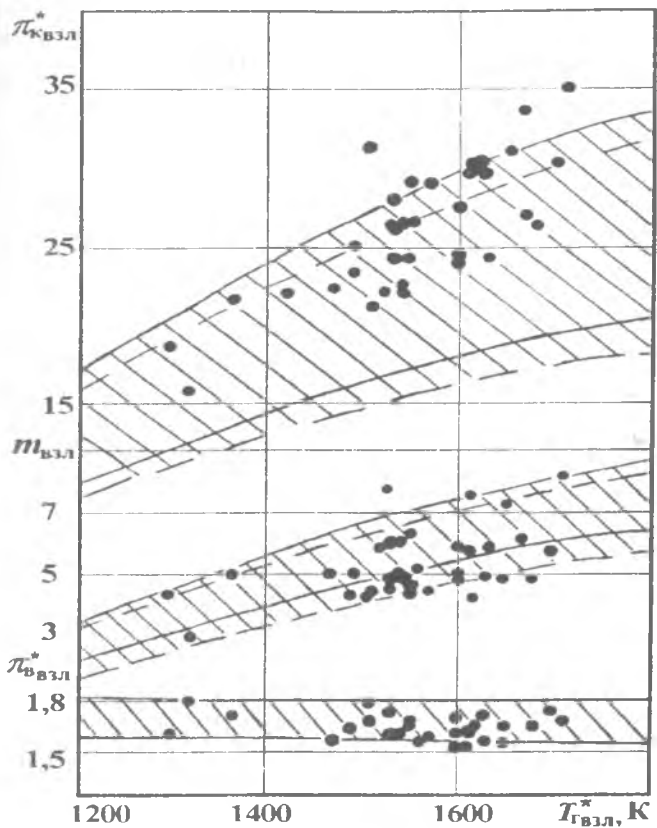


Рис.4.15. Теоретическая зависимость от температуры $T_{ГВЗЛ}^*$ оптимальных для СМС по критерию M_0 областей параметров ТРДД, приведенных к взлетному режиму ($H_p = 11$ км, $V_p = 850$ км/ч, $L_p = 3500$ км, $\Delta\gamma = 1\%$; безредукторная схема):
 - - - ТРДДсм; ——— ТРДД; ● - статистические данные созданных ТРДД
 с $P_{взл} > 60$ кН

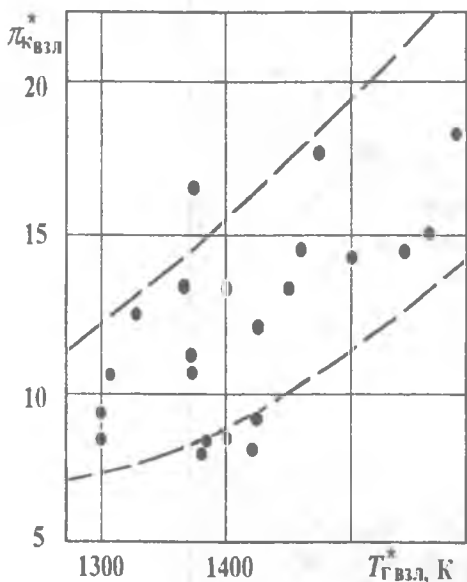


Рис.4.16. Теоретическая зависимость от температуры $T_{Гвзл}^*$ оптимальных по критерию M_0 областей $\pi_{кв}^*$ для взлетного режима вертолетных ГТД ($L_p = 400$ км. $\Delta \gamma = 2\%$): ● - статистические данные созданных ГТД с $N_{e_{взл}} = 500 \dots 3000$ кВт

На рис.4.17 показано влияние критериев оценки ЛА на области оптимальных параметров для перспективных ТРДД редукторной и безредукторной схем. Как и в случае, показанном на рис.4.8, оптимизационные расчеты здесь производили, исходя из предпосылки, что при $m > 8$ относительные потери тяги за счет внешнего сопротивления сохраняются примерно постоянными.

Оптимизация параметров ТРДД безредукторной схемы производилась при условии $\pi_{кв}^* = \text{const}$ ($\pi_{кв}^* = 1,65$), а редукторной схемы - при $\pi_{кв}^* = \pi_{кв,опт}$.

Видно, что в случае редукторной схемы найти компромиссные области для летно-технических и экономических критериев нелегко и лицу, принимающему решение, по-видимому, может потребоваться перевести критерий a в ограничения. В отличие от вертолетных ГТД (см.рис.4.12), влияние критериев оценки ЛА здесь выражено сильнее, хотя общая закономерность сохраняется: наибольших значений параметров требуют критерии $C_{уд}$ и $C_{т.км}$, а наименьших - a , M_0 и $M_{су+т}$.

Из рис.4.17 видно, что получаемая для редукторных ТРДД область компромиссов по критериям $C_{т.км}$ и M_0 имеет незначительные размеры, что не предоставляет конструктору достаточных возможностей при выборе параметров для учета неформализуемых факторов.

Что касается ТРДД безредукторной схемы, то здесь результаты оптимизации позволяют выделить достаточно широкую общую область компромиссов для критериев $C_{т.км}$, M_0 , $M_{су+т}$, a и даже для $C_{уд}$ (см.заштрихованную область), что позволяет учесть конструктивные соображения.

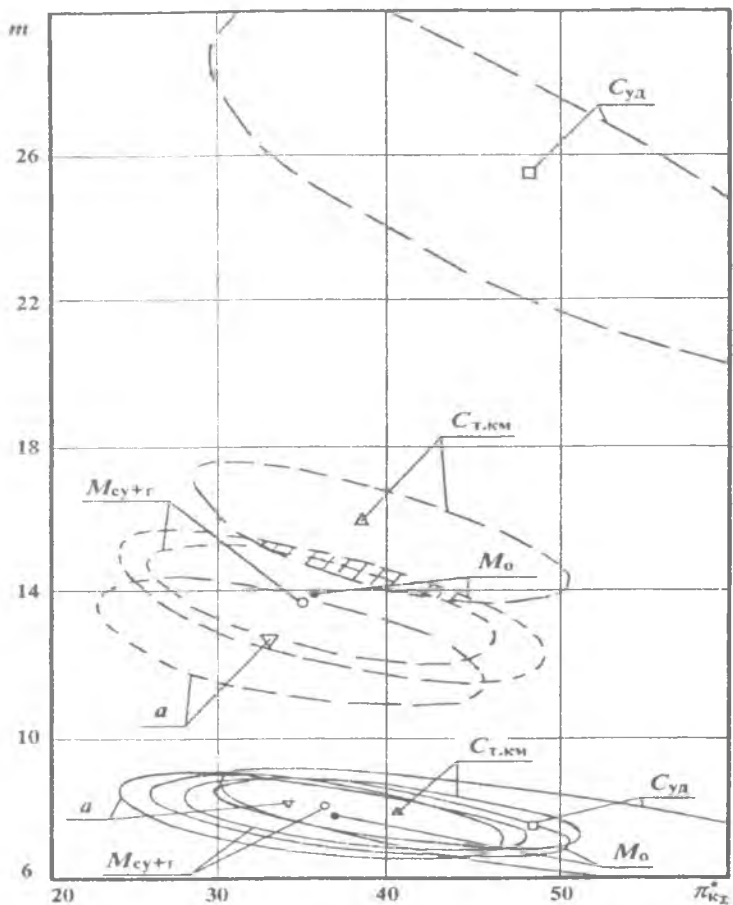


Рис.4.17. Влияние критериев оценки ЛА на области оптимальных параметров рабочего процесса перспективных ТРДД для ДМС ($l = 11$ км, $V = 850$ км/ч, $\Delta\gamma = 2\%$, $T_{г.кр}^* = 1400$ К, $L_p = 9000$ км):
 — — — безредукторная схема ($\pi_a^* = 1,65 = \text{const}$); — — — редукторная схема ($\pi_a^* = \pi_{в.опт3}^*$)

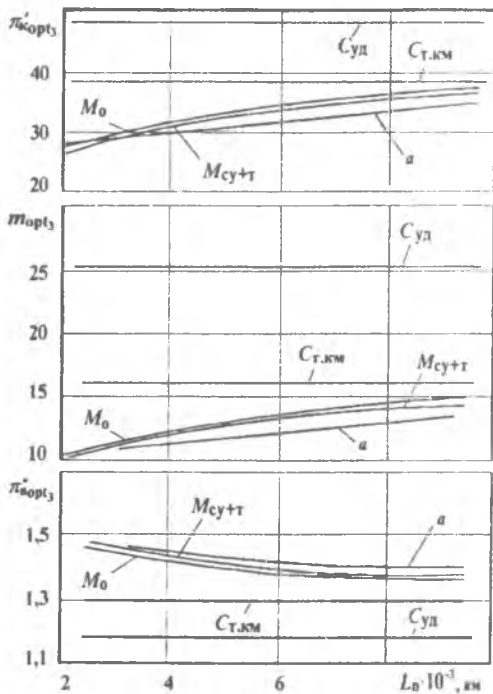


Рис.4.18. Влияние расчетной дальности полета и критериев оценки ДПС на величины $\pi_{k,opt3}^*$, m_{opt3}^* и $\pi_{v,opt3}^*$ перспективных ТРДД ($H = 11$ км, $V = 850$ км/ч, $T_{г.кр}^* = 1400$ К, $P_{вэл} = 150 \dots 200$ кН).

отметить, что хотя $C_{уд}$ и не является системным критерием, конструкторы все же стремятся достичь значений, близких к $C_{уд\ min}$.

В этом случае осуществляется поиск таких конструкторских решений, которые обеспечивали бы сохранение или даже снижение удельной массы ГТД $\gamma_{дв}$ (т.е. исключали бы влияние массы ГТД на выбор его оптимальных параметров). В целом же, как видно из рис.1.2, снизить $\gamma_{дв}$ для ТРДД дозвуковых ЛА за

Представленные на рис.4.17 результаты оптимизации соответствуют проектной дальности полета ДМС 9000 км. На рис.4.18 показано влияние расчетной дальности полета на величины $\pi_{k,opt3}^*$, m_{opt3}^* и

$\pi_{v,opt3}^*$ перспективных ТРДД для рассмотренных выше критериев эффективности ЛА. Видно, что как и в случае, приведенном на рис.4.13, величины m_{opt3}^* и $\pi_{k,opt3}^*$ по критерию M_0 а также по критериям M_{cy+T} и a с понижением дальности полета уменьшаются. Исключением является критерий $C_{T,km}$, для которого значения оптимальных параметров ГТД не зависят от дальности полета, что связано с особенностями его формулы [см. (2.22)]. Из рис.4.18 следует, что изменение расчетной дальности полета наиболее значительно отражается на величине $\pi_{k,opt3}^*$, сравнительно слабо - на m_{opt3}^* и незначительно - на $\pi_{v,opt3}^*$, причем последняя с понижением дальности не уменьшается, а несколько возрастает.

В заключение следует

последнее десятилетие пока не удастся, однако удастся поддерживать $\gamma_{дв} \cong \text{const}$. Принимая во внимание большой разброс достигнутых значений $\gamma_{дв}$ на каждый год сертификации, можно предположить, что для отдельных конструкторских или схемных решений возможно осуществление в дальнейшем и снижение $\gamma_{дв}$.

Поэтому оптимизация параметров ГТД на базе обобщенных статистических зависимостей по $\gamma_{дв}$ для всей массы двигателей данного типа в принципе не может отразить всей сложной картины развития и совершенствования ГТД, так как не учитываются дискретные составляющие, характеризующие локальные достижения в отдельных схемных решениях ГТД. В связи с этим при сопоставлениях ГТД разных схем (например, ТРДД и ТВВД или ТРДД с редуктором и без него и т.п.) для каждой компоновочной схемы требуется свой поиск оптимального решения. В этом случае выбор наилучшего варианта ГТД для конкретного ЛА может быть произведен на основе сопоставления всех найденных оптимальных вариантов для каждой схемы в отдельности по наименьшей достигнутой величине $M_{су+т}$ или по наименьшей стоимости жизненного цикла ($S_{ж.ла}$, $S_{ж.дв}$), если имеется возможность ее оценить. Одновременно учитывают влияние важнейших неформализуемых факторов (удобство компоновки на ЛА, риск принятых конструктивных решений и т.п.). При этом немаловажную роль играет уточненный учет внешнего сопротивления мотогондолы на основе компоновок вариантов СУ на ЛА, так как потери тяги за счет этого у разных схем ГТД дозвуковых ЛА могут изменяться от 2,5 до 10% / 25 /.

Глава 5. ОЦЕНКА НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО УРОВНЯ ПРОЕКТА АВИАЦИОННОГО ГТД

5.1. ПРОБЛЕМЫ ОЦЕНКИ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО УРОВНЯ ГТД

Оценка научно-технического уровня проекта авиационного двигателя в процессе его разработки приобретает на современном этапе все большую актуальность. Чтобы разработка соответствовала мировому НТУ, необходим прежде всего тщательный и непрерывный анализ развития основных параметров отечественных и зарубежных ГТД и ЛА рассматриваемого типа и назначения. Таким образом, потребность в объективной и точной оценке НТУ проекта ГТД определяется необходимостью сопоставления его с двигателями-аналогами на внешнем рынке, с уровнем принятых в них научно-технических и конструктивно-технологических решений. Кроме того, объективная оценка НТУ двигателей требуется также ОКБ для создания опережающего научно-технического задела, для перспективных разработок. При этом необходимость своевременного принятия оптимальных решений при создании таких сложных и больших систем, как авиационные СУ, требует текущего контроля конкурентоспособности проектируемого ГТД в системе конкретного ЛА путем систематической оценки соответствия НТУ двигателя мировому научно-техническому уровню. Текущий контроль дает наилучшие результаты в том случае, если он проводится на решающей стадии формирования свойств авиационного ГТД. Такой стадией являются прежде всего начальные этапы его проектирования. К сожалению, в научной литературе обсуждению проблем этого чрезвычайно важного этапа создания ГТД - предварительной экспертизе НТУ его проекта - уделяется пока недостаточно внимания.

Понятие НТУ проекта ГТД можно рассматривать в двух аспектах. С одной стороны, - это комплекс абсолютных значений важнейших параметров (показателей), характеризующих основные технические данные проектируемого двигателя. В этом случае представление об НТУ ГТД можно составить на основе сопоставления его основных параметров с их прогнозируемыми значениями на год предполагаемой сертификации двигателя, а при отсутствии таковых - с параметрами лучших образцов ГТД аналогичного типа и назначения.

С другой стороны, НТУ ГТД можно представить в виде некоторого интегрального показателя эффективности проектируемого двигателя в системе ЛА, отнесенного к совокупности аналогичных показателей, достигнутых в группе лучших мировых образцов такого же назначения и типоразмера. В этом случае получаемая относительная величина НТУ показывает конкретно, на сколько

процентом эффективности ЛА с проектируемым ГТД будет больше или меньше, чем у двигателей-конкурентов в данный момент времени.

Существующий до сих пор в практике проектирования подход к оценке научно-технического уровня проекта ГТД, основанный на раздельном сопоставлении вне связи с ЛА важнейших параметров двигателя с их прогнозируемыми значениями, которые рассматриваются как нормативные, имеет ряд принципиальных недостатков. Во-первых, при таком подходе не удается количественно оценить, как отразятся на эффективности ЛА получаемые неизбежно отклонения отдельных параметров проектируемого ГТД от их нормативных значений. Во-вторых, при противоречивом соотношении анализируемых параметров с их нормативными значениями (когда часть параметров выше нормативных, а часть - ниже) практически невозможно дать однозначное заключение о научно-техническом уровне проекта в целом. В-третьих, выигрыш в тех или иных показателях проекта ГТД (типа $\gamma_{дв}$, $C_{уд}$, $S_{дв}$, $\tau_{рес}$ и т.п.) не является еще доказательством целесообразности его реализации, так как влияние каждого из них на эффективность ЛА различно и может быть как значительным, так и ничтожным. Кроме того, в сумме влияние сочетания всех показателей ГТД может приводить как к положительному, так и отрицательному эффекту на ЛА. Так, например, несмотря на общеизвестные преимущества ТВВД над ТРДД в $C_{уд}$ на весьма весомую величину (15...20%), их интегральный показатель на ЛА (прямые эксплуатационные расходы) в связи с существующей низкой стоимостью топлива, а также большей массой их СУ получается лучшим всего на 1,5...2,0%. Именно эта интегральная оценка соответствия ТВВД мировому НТУ ТРДД тормозит пока их освоение на ЛА. Следует также отметить, что прогноз необходимого технического уровня сам по себе является проблемой, так как сроки создания современных ГТД достаточно большие и составляют обычно 7...10 лет. Поэтому, чтобы пользоваться прогнозируемой оценкой в качестве норматива хотя бы 5 лет, нужно уметь сделать такой прогноз примерно на 15 лет вперед. Однако из-за быстрого развития авиационной техники достоверный прогноз можно сделать не более чем на 5...7 лет вперед, т.е. уже при закладке проекта двигателя нельзя рассчитывать на то, что к моменту его сертификации достоверность прогноза сохранится.

В связи с этим, как уже отмечалось в гл.4, авиадвигателестроительные ОКБ должны обладать комплексом методов, обеспечивающих сохранение оптимальности параметров двигателя в условиях возможных ошибок прогноза исходных данных по ГТД и ЛА. В этих целях представление НТУ через интегральные показатели эффективности ГТД и ЛА имеет несомненные достоинства. В этом случае оценка показателя НТУ не зависит от ошибок прогноза нормативных показателей и может гибко реагировать на изменение реальной ситуации в достижениях научно-технического прогресса в области создания авиационных ГТД, так как в принципе позволяет оперативно повторять экспертизу его НТУ в процессе разработки двигателя как угодно часто.

Однако реализация такого подхода весьма сложна и требует создания специальной подсистемы САПР. Обычно исходная информация, необходимая для решения рассматриваемой задачи в такой подсистеме, включает в себя как минимум:

сведения о сфере применения, назначении и типе ЛА, на котором предполагается использовать проектируемый двигатель;

основные данные, характеризующие указанный ЛА, необходимые для расчета критериев эффективности;

данные о совокупности лучших ГТД - аналогов оцениваемого проекта;

значения удельных параметров и параметров рабочего процесса оцениваемого ГТД;

значения параметров, характеризующих газодинамическое аэродинамическое, конструктивное совершенство элементов двигателя, его надежность, ресурс, технологичность.

Следует отметить, что оценка НТУ в таких САПР связана с решением целого ряда сложных проблем. Главной из них является проблема получения исчерпывающей информации о ГТД - аналогах разрабатываемого двигателя. Отсутствие достоверной и полной информации о таких двигателях обуславливает необходимость создания автоматизированного банка данных ГТД и использования при анализе и сопоставлении их с проектом рассматриваемого двигателя специальных методов распознавания облика рабочего процесса ГТД, позволяющих с достаточной степенью достоверности восполнить этот недостаток.

К числу других проблем необходимо отметить также проблему выбора наиболее целесообразной совокупности показателей для оценки НТУ ГТД и определения степени их значимости (весомости) для ЛА, на котором предполагается использовать проектируемый (или созданный) двигатель. Для решения этой проблемы следует использовать в рассматриваемой подсистеме САПР накопленные знания в области проектирования, доводки и эксплуатации ГТД (в том числе эвристические знания высококвалифицированных экспертов), чтобы сделать их доступными для рядовых проектировщиков. Это обуславливает необходимость применения в подсистеме специальных методов искусственного интеллекта, логико-лингвистических моделей, реализованных в виде баз знаний. При экспертизе проекта ГТД, естественно, помимо количественных оценок показателя НТУ, большую роль играет учет неформализуемых факторов лицом, принимающим решения (риск новых конструкторских решений, удобство компоновки на ЛА и др.). Однако это совсем другой аспект проблемы, так как судьбу проекта ГТД часто решают не его запроектированные показатели, а чрезмерный или недостаточный оптимизм заложенных в проект конструкторских решений.

5.2. ЭКСПЕРТНЫЙ МЕТОД ОЦЕНКИ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО УРОВНЯ ПРОЕКТА АВИАЦИОННОГО ГТД

Излагаемый метод представляет собой одно из реализованных решений по оценке интегрального НТУ проекта в САПР авиационных ГТД. Он основан на систематизации и теоретическом обобщении опубликованных в настоящее время подходов к оценке технического уровня и качества различных образцов новой техники и, в частности, к оценке технико-экономической эффективности ГТД в системе ЛА.

Показатели, используемые для оценки научно-технического уровня проекта ГТД

Анализ имеющейся литературы и общей нормативной документации в этой области (/ 19 /, а также РД50 – 149 - 79, ГОСТ 2.116 - 84 и др.) позволяет выделить следующие требования к показателям, используемым для оценки НТУ проектируемого объекта:

- существенность показателя для рассматриваемого вида техники;
- соответствие показателя целевому назначению изделия;
- соответствие показателя задачам научно-технического прогресса;
- определяемость показателя на стадии формирования технического задания на проектируемое изделие;
- нестабильность (изменчивость) значения показателя.

Для сложных технических систем, какой является система ЛА, показатели оценки качества подсистемы должны соответствовать критериям оценки системы в целом. Поэтому выбор критериев эффективности ГТД применительно к ЛА конкретного назначения целесообразно производить на основе классификации критериев эффективности ЛА (рис.5.1). Выбор целесообразной совокупности критериев (или одного характерного критерия, например, L_p , $G_{кн}$ и т.п.) обычно осуществляется на основе экспертных оценок (или знаний) о значимости критериев для ЛА соответствующего назначения.

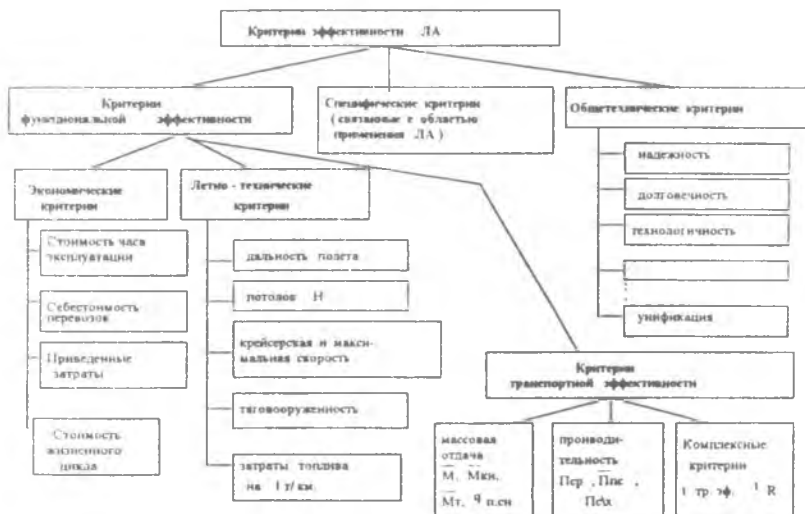


Рис.5.1. Классификация критериев эффективности ЛА

В свою очередь, показатели, используемые для оценки НТУ самого ГТД (W_j) и опосредованно определяющие его характеристики, могут быть классифицированы в соответствии со структурой процесса проектирования, которую можно представить в виде последовательности этапов развития проекта, на каждом из которых ГТД рассматривается с возрастающей степенью детализации. С учетом декомпозиции процесса проектирования при оценке НТУ проекта ГТД показатели, используемые на более раннем этапе проектирования, становятся критериями для последующих этапов (рис.5.2). Таким образом, система показателей для оценки НТУ ГТД является иерархической, древовидной структурой, на верхнем уровне которой находятся интегральные показатели ГТД, ветвями являются показатели, характеризующие проект на более низком иерархическом уровне.

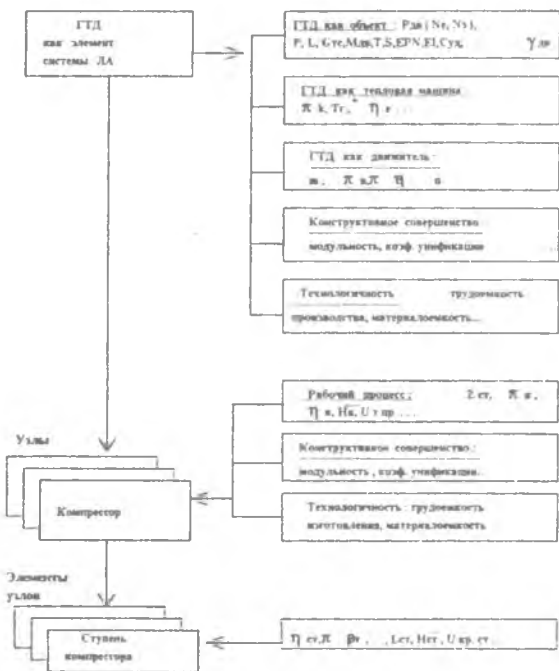


Рис.5.2. Структура показателей, используемых для оценки НТУ авиационного ГТД и его элементов

Основные этапы алгоритма оценки НТУ представлены на рис.5.3. Как видно из рисунка, сначала необходимо задать тип и область применения ЛА, на котором предполагается установить проектируемый ГТД. Эта информация необходима для формирования корректного перечня возможных назначений ЛА.

Данные о ЛА, касающиеся его типа, области применения и назначения, позволяют сформировать начальную группу критериев эффективности ЛА, которая может корректироваться в соответствии со знаниями лица, принимающего решения (ЛПР), т.е. из начальной группы могут удаляться критерии или же она может быть дополнена критериями, первоначально не вошедшими в нее (см.рис.5.1)

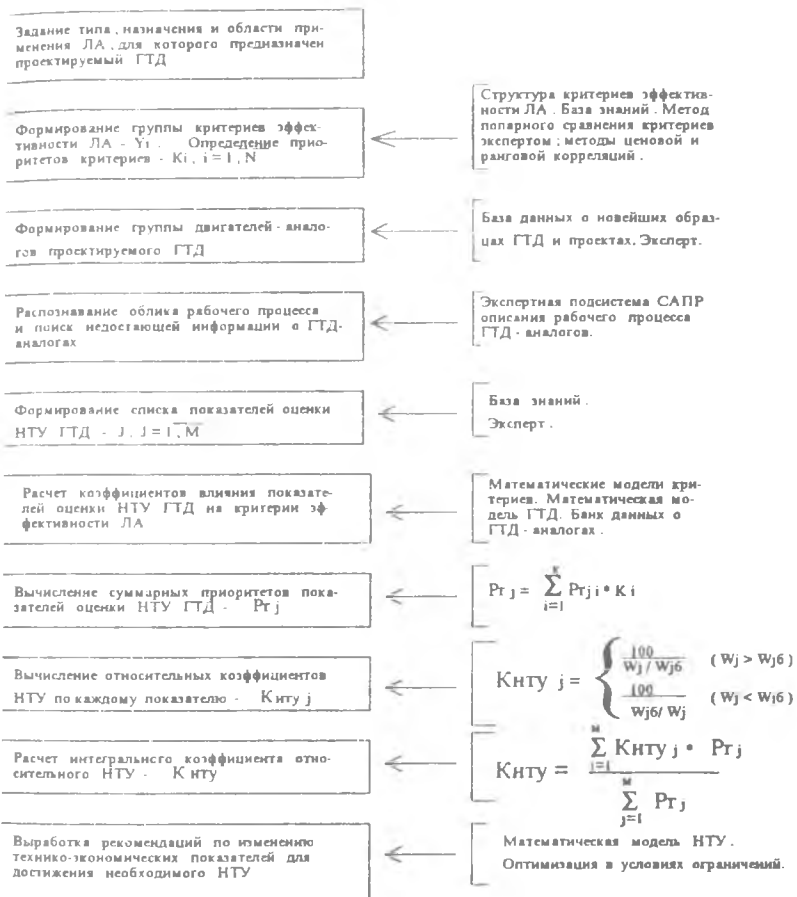


Рис.5.3. Структурная схема алгоритма оценки НТУ проекта авиационного ГТД

Список показателей ГТД, используемых при оценке его НТУ, зависит от типа двигателя и от назначения ЛА.

Так, например, если ГТД - ТРДД для дозвукового самолета, то в начальную группу показателей его НТУ обычно входят:

1) удельные параметры:

удельная тяга на взлетном режиме;

удельный расход топлива на крейсерском режиме в условиях полета;

относительная масса двигателя ($\gamma_G = M_{дв}/G_{в0}$)

или удельный вес: $\gamma_{дв} = M_{дв}/P_{дв}$

2) параметры рабочего процесса на взлетном режиме:

максимальная температура газа перед турбиной;

степень повышения давления в компрессоре;

степень двухконтурности;

степень повышения давления в вентиляторе;

3) коэффициенты совершенства узлов на расчетном режиме:

коэффициент восстановления давления во входном устройстве;

КПД вентилятора;

КПД компрессора низкого давления;

КПД компрессора высокого давления;

коэффициент полноты сгорания топлива;

КПД турбины высокого давления;

КПД турбины низкого давления;

заграты воздуха на охлаждение и т.п

Формирование таких списков показателей для оценки НТУ ГТД различного типа и назначения осуществляется автоматически на основе созданной базы знаний.

Методика оценки НТУ проекта ГТД

Для количественной оценки относительного НТУ проектируемого ГТД формируется группа таких конкурирующих ГТД - аналогов, которые определяют передовой НТУ в разных фирмах и в то же время обладают реально достижимыми значениями параметров, обеспечивающими приемлемые ресурс и надежность. При оценке НТУ проекта ГТД эта группа может состоять как из проектов перспективных двигателей, так и (в зависимости от объема располагаемой информации) из лучших образцов серийных или опытных двигателей. Основными условиями отбора ГТД в группу аналогов проектируемого двигателя являются их одинаковые типоразмер и назначение. Формирование группы двигателей-аналогов осуществляется путем запроса базы данных (БД) новейших образцов и проектов ГТД (см. рис.5.3).

Принимая в группе ГТД-аналогов в качестве базового один из лучших двигателей, сначала определяют коэффициенты относительного НТУ по каждому

из показателей, используемых при оценке проекта ГТД (π_k^* , T_i^* , m , КПД и т.п.):

$$K_{нтуд} = \begin{cases} W_{j\text{баз}}/W_j & \text{- для показателей, значения которых в перспективе} \\ & \text{должны быть меньше базового;} \\ W_j/W_{j\text{баз}} & \text{- для показателей, значения которых в перспективе} \\ & \text{должны быть больше базового.} \end{cases} \quad (5.1)$$

Совокупный показатель относительного НТУ проекта определяется по сумме показателей, взвешенных по их значимости:

$$K_{нтуд} = \sum_{j=1}^M K_{нтудj} Pr_j / \sum_{j=1}^M Pr_j. \quad (5.2)$$

Здесь для адекватной оценки НТУ существенное значение имеет определение значимости показателей, по которым производится оценка НТУ (Pr_j).

Относительная значимость показателей оценки НТУ ГТД с учетом степени их влияния на критерии эффективности ЛА и важности самих критериев может быть определена путем простой свертки:

$$Pr_j = \sum_{i=1}^N Pr_{ji} K_i, \quad (5.3)$$

где Pr_j - суммарное значение приоритета j -го показателя по всем критериям эффективности ЛА; Pr_{ji} - приоритет j -го показателя по i -му критерию; K_i - приоритет (значимость) i -го критерия, определяемый путем экспертных оценок; N - число критериев.

В общем случае Pr_{ji} j -го показателя W_j по i -му критерию Y_i определяется на основе математических моделей ГТД и ЛА, отражающих взаимосвязь параметров двигателя и критериев оценки эффективности ЛА, путем расчета соответствующих коэффициентов влияния $(\delta Y_i / \delta W_j)_{\text{норм}}$. Последние после нормирования относительно максимального коэффициента выполняют функции искомых приоритетов: $Pr_{ji} = (\delta Y_i / \delta W_j)_{\text{норм}}$. В частности, приоритет Pr_{ji} может быть определен в несколько этапов следующим образом.

Поскольку изменение критериев эффективности ЛА под влиянием параметров двигателя определяется в конечном итоге изменением двух удельных параметров двигателя $C_{уд}$ (C_e) и $\gamma_{дв}$, то на первом этапе вычисляют для расчетных условий коэффициенты влияния указанных удельных параметров на критерии оценки ЛА

$$K_{C_{уд}}^{Y_i} = \frac{\delta Y_i}{\delta C_{уд}}, \quad K_{\gamma_{дв}}^{Y_i},$$

влияния рассматриваемого показателя W_j (например, температуры газа перед турбиной T_r^* , π_k^* , m , η_k^* , η_r^* и т.п.) на удельные параметры двигателя: $K_{w_j}^{C_{уд}}$, $K_{w_j}^{P_{уд}}$, $K_{w_j}^Y$. Результирующий приоритет в этом случае удобно вычислять следующим образом:

$$P_{rji} = K_{C_{уд}}^Y \cdot K_{w_j}^{C_{уд}} + K_{P_{уд}}^Y \cdot K_{w_j}^{P_{уд}} + K_Y^Y \cdot K_{w_j}^Y, \quad (5.4)$$

где $\gamma_G = \frac{M_{дв}}{G_{в0}} = \frac{Y_{дв}}{g} P_{уд0}$ - отношение массы двигателя к расходу воздуха.

Оценку НТУ целесообразно проводить по различным группам показателей, которые характеризуют ГТД с различных сторон и последовательно детализируют проект. При этом преследуются разные цели. При оценке НТУ по интегральным показателям, характеризующим двигатель как объект ($K_{нту,дв}$), стремятся получить заключение о научно-техническом уровне проекта в целом. При оценке НТУ, когда в качестве показателей используются параметры рабочего процесса π_k^* , T_r^* и т.п. ($K_{нту,рп}$), целью является оценка совершенства рабочего процесса двигателя. Выбирая соответствующие показатели, можно оценить конструктивное совершенство ГТД, его технологичность и т.д. Последовательно детализируя проект, можно также оценить НТУ отдельных узлов. В данном случае целью является поиск факторов, с помощью которых можно повысить НТУ (т.е. поиск резервов проекта). Очевидно, что глубина анализа проекта будет определяться уровнем используемых при этом математических моделей ГТД.

Указанный подход позволяет не только оценить технический уровень проекта ГТД, но и увидеть его слабые места относительно ГТД-аналогов для последующей более детальной его проработки.

При оценке НТУ наиболее трудно поддается формализации определение относительной значимости (приоритетов) критериев эффективности ЛА K_i . В связи с этим для определения указанных приоритетов можно использовать следующие методы:

прямое задание приоритетов на основе экспертных оценок (в этом случае знания о приоритетах критериев хранятся в автоматизированной базе знаний, которая обеспечивает получение необходимых знаний и их накопление);

парное сравнение экспертом важности критериев / 3 /;

ценовые корреляции / 9 /;

ранговые корреляции / 7 /.

Для большей достоверности можно проводить оценку НТУ, используя параллельно все эти методы определения приоритета критериев K_i . Анализ полученного при этом разброса в оценке НТУ позволяет более объективно судить о точности получаемых результатов.

Особенности применения корреляционных методов определения приоритетов критериев оценки НТУ

Метод ценовых корреляций основан на том, что цены на однородные товары на мировом рынке находятся в определенной зависимости от общей потребительской стоимости (ценности для потребителей) товаров. Для решения задачи необходимо сформировать такую группу изделий-аналогов, чтобы число объектов в ней по крайней мере в 1,5...3 раза превышало число параметров, для которых определяются коэффициенты ценовых корреляций $\gamma_{\text{ц}}$, и в любом случае было не меньше 4...6 / 9 /. Для всех объектов-аналогов, включенных в эту группу, должны быть известны их цены на мировом рынке и значения параметров (в нашем случае, когда параметрами являются критерии эффективности ЛА, их значения должны быть получены путем расчета по соответствующим математическим моделям, если они априорно неизвестны).

Один из аналогов (в случае оценки величины K_i - это ЛА) выбирается в качестве базового для расчета $\gamma_{\text{ц}}$.

Ценовой коэффициент $K_{\text{ц}} = \text{Ц} / \text{Ц}_{\text{Б}}$, показывающий, во сколько раз цена исследуемого объекта отличается от цены базового изделия, и отношение величин критериев эффективности связаны следующим выражением / 9 /:

$$K_{\text{ц}} = \prod_{i=1}^N q_i^{\gamma_{\text{ц}i}}, \quad (5.5)$$

где $\gamma_{\text{ц}i}$ - коэффициент ценовой корреляции i -го критерия; $q_i = \frac{K_i}{K_{\text{Б}i}}$ - отношение величин i -го критерия рассматриваемого изделия и базового.

Для определения значений $\gamma_{\text{ц}}$ исследуется выборка из n объектов (ЛА), каждая из которых оценивается по N критериям. При этом уравнение корреляционной связи для j -го объекта ($j = 1, n$) в соответствии с формулой (5.5) имеет вид

$$\ln K_{\text{ц}j} = \sum_{i=1}^N \gamma_{\text{ц}i} \ln q_{ij}.$$

Коэффициенты $\gamma_{\text{ц}i}$ находят методом наименьших квадратов:

$$\sum_{j=1}^n \left(\sum_{i=1}^N \gamma_{\text{ц}i} \ln q_{ij} - \ln \frac{\text{Ц}_j}{\text{Ц}_{\text{Б}}} \right)^2 \rightarrow \min.$$

Полученные значения $\gamma_{\text{ц}i}$ после нормирования относительно максимального из них могут использоваться в качестве приоритетов K_i .

Следует обратить внимание на то, что описанный метод ценовых корреляций может быть использован для непосредственного определения

суммарного значения приоритета j -го показателя Pr_j ГТД [см. (5.3)] без определения значимости критериев эффективности ЛА. В этом случае статистическому анализу подвергается выборка ГТД-аналогов, у которых известны потребительские цены (на мировом рынке). Однако при таком подходе теряются количественные связи, основанные на математических моделях ГТД и ЛА, имеющих в большинстве случаев физическую, а не статистическую основу

При использовании метода ранговых корреляций объекты (в рассматриваемом случае ЛА) располагаются в соответствии с некоторым признаком (например, по потребительской стоимости, числу заказов на эти объекты, по совокупности неформализуемых факторов и т.п.). В процессе такого ранжирования каждому члену ряда присваивается свой ранг.

Ранговая корреляция представляет собой степень соответствия между последовательностями рангов одних и тех же объектов по двум различным признакам. Коэффициент ранговой корреляции позволяет измерить тесноту этой связи и рассчитывается по формуле / 7 /

$$\tau = S / \left(\sqrt{\frac{1}{2}n(n-1) - T} \sqrt{\frac{1}{2}n(n-1) - U} \right), \quad (5.6)$$

где n - число ранжированных объектов; S - действительная сумма приписываемых парам рангов значений $S = P - Q$. Здесь P - сумма приписываемых положительных значений, Q - сумма приписываемых отрицательных значений (+1 приписывается паре рангов, если их порядок согласован в обеих последовательностях, -1 - в противном случае).

Знаменатель в формуле (5.6) для коэффициента ранговой корреляции представляет собой максимально возможную для данных двух последовательностей сумму приписываемых парам рангов значений. T и U - число пар, которые образуют между собой объекты со связанными рангами первой и второй последовательностей.

N объектов последовательности называются связанными, если при их ранжировании трудно определить предпочтение, и тогда всем объектам присваивается одинаковый ранг:

$$R_{\text{ранг}} = \frac{1}{N} [(i+1) + (i+2) + \dots + (i+N) - 1].$$

где i - ранг в последовательности, начиная с которого невозможно по той или иной причине отдать предпочтение среди N объектов по некоторому признаку:

$$T = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^m t_i(t_i - 1);$$

$$U = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^k u_i(u_i - 1).$$

где I_i , U_i - число членов i -й совокупности связанных членов 1-й и 2-й последовательностей рангов; m , k - число совокупностей, объединяющих связанные объекты 1-й и 2-й последовательностей.

Форма представления коэффициента ранговой корреляции τ (5.6) является наиболее общей и применима как в случае отсутствия связанных объектов, так и в случае дихотомии, т.е. группировки объектов последовательности на две группы в соответствии с тем, обладают ли объекты определенными свойствами или нет.

Описанный выше метод применяется для определения приоритетов критериев эффективности ЛА следующим образом. Летательные аппараты, входящие в группу аналогов, первоначально ранжируются либо по признаку, который может быть выражен количественно, например по стоимости жизненного цикла, либо по признаку, количественное выражение которого невозможно, например по полезности ЛА для потребителя.

Первый случай наиболее прост, во втором случае необходимо использовать парные сравнения, упоминающиеся выше.

Полученная таким образом базовая последовательность рангов поочередно сопоставляется с последовательностями рангов объектов по критериям, для которых требуется определить приоритеты. Рассчитанные при сопоставлении пар последовательностей коэффициенты ранговой корреляции τ_i используются далее в качестве приоритетов K_i соответствующих критериев.

Пример сравнительной оценки изменения НТУ конкурирующих ТРДД для ДПС в процессе их создания¹¹

Рассмотрим применение изложенного выше экспертного метода на примере сопоставления $K_{НТУ}$ у ТРДД IAE V2500 и SNECMA / GE CFM 56-5.

Анализ изменения их НТУ проведем для трех этапов создания: на стадии выбора их проектных параметров (1984 г.), в период доводочных испытаний (1986 - 1987 г.г.) и после сертификации и летных испытаний (по состоянию на 1990 г.).

При закладке проектов указанных ТРДД фирмами в качестве технического задания (ТЗ) были приняты данные СМС А.320, что и предопределило с самого начала конкуренцию между этими двигателями. ГТД разрабатывались по различным стратегиям, что проявилось в существенно разных параметрах рабочего процесса, конструктивных схемах и соответственно в нагруженности ступеней компрессоров и турбин. В процессе доводки этих ТРДД первоначальное превосходство в проектных данных у двигателя V.2500 (лучший $C_{уд.кр}$ примерно на 5%) реализовать не удалось. Полученные в начале доводки значения $C_{уд.кр}$ у него превысили ТЗ на 7...10%, так как компрессор ВД не обеспечил ни проектное сжатие, ни проектный КПД. Однако и у CFM 56-5 имело место аналогичное превышение ТЗ по $C_{уд.кр}$ на 3...5%. В результате доводочных мероприятий к 1990 г. фирмам удалось несколько снизить $C_{уд.кр}$. Для этого консорциуму IAE

¹¹Из совместных исследований с М.А.Морозовым

пришлось кардинально изменить весь компрессор и турбину НД. В результате доводки оба конкурирующих двигателя оказались примерно с одинаковыми значениями $C_{уд.кр}$. У двигателя V.2500 при этом сохранились несколько меньшие габаритные размеры ($D_{всн}$ меньше на 8%, чем у конкурента), а у CFM 56-5 - меньшая примерно на 2% масса.

Чтобы оценить интегральный НТУ этих двигателей и сопоставить его с достигнутым мировым уровнем, была составлена группа ГТД-аналогов, в которую были включены ТРДД того же поколения, типоразмера и назначения. Опубликованные проектные значения основных технических данных этих двигателей приведены в табл.5.1 /4/.

Таблица 5.1

Двигатель	$P_{дв.взл.}$ кН	$C_{уд.кр.}$ кг/кН ч	$N_{кр.}$ кВт	$V_{кр.}$ км/ч	$\gamma_{дв0}$	$M_{дв.}$ кг	Год начала летных испытаний	$Pr_{\gamma_{дв}}$
1. PW J T10D - 2	108,8	63,4	9,1	875	0,196	2177	1977	0,32
2. PW J T10D - 4	129	62	9,1	875	0,21	2760	1979	0,33
3. SN/GE CFM.56-2	106,9	67	9,1	875	0,192	2095	1981	0,32
4. -- " -- CFM.56-3	89	67,3	10,7	770	0,214	1940	1983	0,33
5. -- " -- CFM.56-5	111	60,4	10,7	810	0,194	2200	1986	0,32
6. IAE V 2500	111	59	10,7	850	0,197	2240	1987	0,325

Для расчета на этой основе величин $K_{нту}$ был выбран в соответствии с классификацией критериев эффективности ЛА (см.рис.5.1) комплекс следующих критериев оценки СМС:

- затраты топлива на 1 тонно-километр $C_{Т км}$;
- весовая отдача по коммерческой нагрузке $\bar{M}_{кн}$;
- себестоимость перевозок a .

Экспертным методом парных сравнений были определены следующие значения приоритетов для этих критериев: $K_{C_{Т км}} = 1$; $K_{\bar{M}_{кн}} = 0,9$; $K_a = 0,6$.

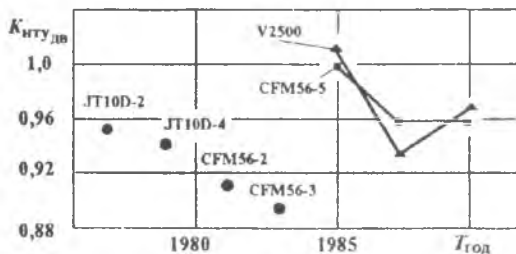


Рис.5.4. Пример сопоставления $K_{нту}$ ТРДД для СМС типа А.320

На основе методик расчета критериев эффективности ЛА были определены коэффициенты влияния $C_{уд.кр}$ и $\gamma_{дв}$ на выбранные критерии и рассчитаны нормированные значения приоритетов этих показателей, указанные в табл.4.1 ($Pr_{C_{уд}}$ принят равным 1,0).

На рис.5.4 представлены результаты расчета величин $K_{нту}$ для всех

сопоставляемых двигателей на основе данных табл.5.1 и публикаций о доводке двигателей CFM.56-5 и V.2500 в период 1984 - 1990 г.г. Как видно из рис.5.4, НТУ двигателей V.2500 и CFM.56-5 в целом превышает мировой НТУ для ТРДД данного типоразмера. Однако в процессе воплощения их проектов (1984 г.) в реальные конструкции они существенно снизили свой НТУ, значительно уменьшив свои преимущества. Особенно сильно отразились просчеты проектировщиков на НТУ двигателя V.2500, у которого в начале доводки величина $K_{НТУдв}$ снизилась почти на 7% и стала даже несколько ниже, чем у своего конкурента CFM.56-5.

С помощью доводочных мероприятий обеим фирмам удалось к 1990 г. несколько повысить показатели. Однако проектные их значения так и не были достигнуты. Как видно из рис.5.4, к настоящему времени оба двигателя имеют почти одинаковый НТУ.

Пример сравнительной оценки НТУ проекта перспективного ГТД для многоцелевого вертолета

Проведем оценку НТУ проекта перспективного малоразмерного ГТД ($Ne_{взл} = 1323$ кВт) для многоцелевого вертолета типа Ми-8.

В качестве двигателей-аналогов для оценки относительного НТУ проекта выберем как опытные образцы ГТД для аналогичных вертолетов за рубежом, так и серийные ГТД:

T-700-GE-700 фирмы Дженерал Электрик (серийный, 1977 г., $Ne_{взл} = 1131$ кВт);

T-53-L-11 (серийный, 1965 г., $Ne_{взл} = 816$ кВт);

T-800-APW-800 фирмы Авко Лайкоминг (опытный, 1990 г., $Ne_{взл} = 883$ кВт);

MTM-385-R фирм Турбомека и MTU (опытный, 1990 г., $Ne_{взл} = 950$ кВт).

Экспертным методом была определена группа важнейших критериев эффективности многоцелевого вертолета. В нее вошли в порядке приоритета:

затраты топлива на тонно-километр ($K_1 = 1,0$);

критерий транспортной эффективности ($K_2 = 0,9$);

производительность ЛА ($K_3 = 0,805$);

весовая отдача по полезной нагрузке ($K_4 = 0,7$);

стоимость жизненного цикла ЛА ($K_5 = 0,595$).

На основе этих критериев оценка НТУ ГТД проводилась отдельно по двум группам показателей совершенства (по удельным параметрам $K_{НТУдв}$ и параметрам рабочего процесса $K_{НТУрп}$).

В табл.5.2...5.3 приводятся значения некоторых исходных показателей для оценки НТУ этих ГТД (в числителе даны абсолютные значения показателей, а в знаменателе - их приоритеты).

Значения полученных на этой основе коэффициентов относительного НТУ у рассматриваемых ГТД для указанных выше двух групп показателей приведены на рис.5.5. Из рис.5.5,а видно, что по величине $K_{НТУдв}$ рассматриваемый проект превышает уровень лучших мировых достижений по состоянию на 1990 г.

Показатель	T-53-L-11	T-700-GE-700	T-800-ARW-800	MTM-385-R	Проект
$C'_{кр}$, кг/кВт ч	0,430/1,0	0,353/1,0	0,340/1,0	0,363/1,0	0,320/1,0
$\gamma_{дв}$, кг/кВт	0,278/0,20	0,164/0,16	0,154/0,15	0,204/0,19	0,145/0,14

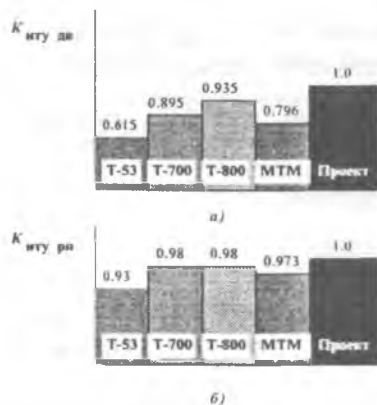
Таблица 5.3

Показатель	T-53-L-11	T-700-GE-700	T-800-ARW-800	MTM-385-R	Проект
π_k	6,0/0,21	17,00/0,27	15,00/0,056	11,80/0,09	16,00/0,12
T_g , К	1173/0,89	1489/0,77	1410/0,75	1424/0,84	1490/0,71
η_k	0,785/0,97	0,785/0,96	0,785/0,92	0,796/0,96	0,805/0,93
$\eta_{т,к}$	0,880/1,0	0,850/1,0	0,877/0,97	0,820/1,0	0,900/1,0
$\bar{G}_{охл.тх}$	0,03/0,93	0,08/0,86	0,065/0,82	0,05/0,82	0,075/0,84
$\eta_{т,св}$	0,89/0,61	0,875/0,94	0,901/1,0	0,920/0,68	0,900/0,84

Данные на рис.5.5,б позволяют в случаях получения неудовлетворительного результата по $K_{НТУ_{дв}}$ проанализировать причины низкого НТУ у

рассматриваемого ГТД и выработать рекомендации о наиболее рациональных с точки зрения повышения НТУ рабочего процесса путях совершенствования проекта ГТД.

Из полученных результатов также видно, что аналоги, не определяющие передовой НТУ, но включенные в группу в связи с наличием подробной информации о них (например, серийный двигатель выпуска 1965 г. T-53-L-11), не искажают полученных результатов, так как значения их параметров не попадают в число базовых. Это является одним из достоинств метода, позволяющим исключить влияние на результат ошибок в подборе ГТД-аналогов.

Рис.5.5. Пример сопоставления $K_{НТУ}$ ГТД

для вертолета типа Ми-8;

а - по удельным параметрам;

б - по параметрам рабочего процесса

2. Выбор лицом, принимающим решения, показателей, за счет которых планируется обеспечить необходимый уровень НТУ. Такой выбор m показателей из общего их числа M ($m \leq M$) осуществляется на основе рассчитанных коэффициентов влияния ξ_j .

3. Вычисление минимально необходимых относительных отклонений заданных m показателей от их исходных значений, обеспечивающих заданный уровень НТУ:

$$\delta W_j = \xi_j \delta K_{\text{НТУ}}^{\text{зад}} / \sum_{j=1}^m \xi_j^2, \quad (5.8)$$

где $\delta K_{\text{НТУ}}^{\text{зад}} = (K_{\text{НТУ}}^{\text{зад}} - K_{\text{НТУ}}^{\text{исх}}) / K_{\text{НТУ}}^{\text{исх}}$.

4. Определение искомых величин показателей

$$W_j = W_j^{\text{исх}} (1 + \delta W_j).$$

5. Проверка ограничений на допустимые диапазоны изменения показателей

$$a_j \leq W_j \leq b_j.$$

При нарушении ограничения по какому-либо показателю соответственно принимается:

$$W_j^{\text{огр}} = a_j, \text{ если } W_j < a_j,$$

или $W_j^{\text{огр}} = b_j, \text{ если } W_j > b_j,$

после чего - j -й показатель, по которому нарушено ограничение, исключается из списка варьируемых показателей, и расчет повторяют начиная с п.3, уточнив предварительно величину $\delta K_{\text{НТУ}}^{\text{зад}}$:

$$(\delta K_{\text{НТУ}}^{\text{зад}})^* = \delta K_{\text{НТУ}}^{\text{зад}} - \sum_{j^*=1}^r \xi_{j^*} \delta W_{j^*}^{\text{огр}}, \quad (5.9)$$

где $\delta W_{j^*}^{\text{огр}} = (W_{j^*}^{\text{огр}} - W_{j^*}^{\text{исх}}) / W_{j^*}^{\text{исх}}$.

В заключение следует отметить, что ключевой проблемой реализации оценки НТУ проекта ГТД является проблема ее информационного обеспечения. Эта проблема возникает, во-первых, при формировании группы ГТД-аналогов оцениваемого проекта двигателя для корректного выбора базового образца при расчете НТУ и, во-вторых, при использовании корреляционных методов определения приоритетов критериев эффективности ЛА. В этом случае

необходимо иметь достаточный объем статистических данных для группы летательных аппаратов, аналогичных ЛА, на котором предполагается эксплуатировать проектируемый двигатель. Успешное решение данной проблемы может быть достигнуто лишь путем применения современных средств информационного обеспечения САПР (банков данных и знаний) в совокупности со специальными методами восстановления недостающей информации по рассматриваемым ГТД-аналогам.

5.3. ЭКСПЕРТНЫЙ МЕТОД РАСПОЗНАВАНИЯ ВЕРОЯТНОГО ОБЛИКА РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА АВИАЦИОННОГО ГТД ПРИ НЕХВАТКЕ ОПУБЛИКОВАННОЙ ИНФОРМАЦИИ

Одной из важных задач при проектировании ГТД является анализ тенденций совершенствования узлов ГТД, внедрений в них новейших достижений научно-технического прогресса, развития параметров и конструктивных схем двигателей-конкурентов, проектируемых другими фирмами. Результаты такого анализа являются основой отбора исходной проектной информации, оценки рациональности выбранной концепции проекта и НТУ разрабатываемого проекта ГТД в целом, развития перспективных направлений необходимого научно-технического задела. Анализ предполагает наличие достаточно полной информации о большинстве двигателей - аналогов данного проекта. Однако известно, что фирмы - производители ГТД публикуют информацию о двигателях в весьма ограниченном (в основном рекламном) объеме. В лучшем случае эта информация содержит: основные технические данные и некоторые параметры рабочего цикла двигателя на одном из режимов, в отдельных случаях даются отрывочные сведения для других режимов; краткое описание конструктивных особенностей ГТД; иногда историю создания двигателя, его связь с другими двигателями фирмы; отрывочные сведения о коэффициентах совершенства отдельных узлов (чаще в относительном виде, в сопоставлении с предшествовавшими модификациями ГТД). Типовой пример такой отрывочной информации о параметрах проектируемого ТРДД приведен в табл.5.5.

Из табл.5.5 видно, что обычно на расчетном режиме ($H = 11$ км, $V = 850$ км/ч) сообщаются данные только о $C_{уд}$ и $P_{дв}$, информация о других параметрах, определяющих рабочий процесс двигателей, чаще всего отсутствует. Поэтому, чтобы установить, за счет чего получены указанные значения удельного расхода топлива и тяги, требуется рассчитать вероятные значения всех недостающих параметров рабочего процесса. Для их достоверного доопределения необходима расчетная увязка с минимальной погрешностью вероятных характеристик ТРДД как минимум для указанных в табл.5.5 трех режимов по $C_{уд}$, $P_{дв}$, T_T^* , π_K^* , π_B^* , m , G_B и другим параметрам с учетом совместной работы узлов и соответствующих изменений η_K^* , η_T^* и других коэффициентов потерь по типовым характеристикам, не выходя при этом за пределы их рабочих диапазонов и обычных ограничений.

Параметр	Р е ж и м		
	Взлетный в САУ	Взлетный при $t_{II} = 30 - C$	Расчетный крейсерский в САУ, $H=11$ км, $V = 850$ км/ч
$M_{дв}$, кг	2200	2200	2200
$P_{дв}$, даН	11 100		2270
$C_{уд}$, кг/даН ч	-		0,6
G_B , кг/с	385		-
T_r , К	-	1600	-
π_n	-	-	-
m	6,0	-	-
$\pi_{к\Sigma}$	26	-	-
η_k	-	-	-
η_T	-	-	-

Таким образом, для определения НТУ проекта ГТД публикуемой информации обычно, как правило, недостаточно, поэтому в алгоритм оценки НТУ требуется вводить распознавание (доопределение) облика рабочего процесса конкурирующих ГТД-аналогов (см.рис.5.3).

Распознавание облика рабочего процесса ГТД сводится к отысканию наиболее вероятной совокупности значений параметров, характеризующих рабочий процесс, достоверных с точки зрения всей количественной и вербальной информации, имеющейся о двигателе и отвечающей закономерностям протекания характеристик ГТД данного типа на заданных режимах. Глубина задачи распознавания облика рабочего процесса ГТД определяется уровнем применяемых при этом математических моделей двигателя, а также глубиной и широтой используемых знаний в рассматриваемой области.

В связи с этим всю информацию, используемую при решении рассматриваемой задачи, целесообразно разделить на количественные данные и знания. Такое деление в известной степени условно, однако оно позволяет выделить две принципиально разные группы методов, применение которых необходимо для решения задачи: формализованные методы, основанные на

математических моделях и предназначенные для обработки данных, и экспертные методы, основанные на логико-лингвистических моделях и предназначенные для обработки знаний.

Под обликом рабочего процесса ГТД принято понимать совокупность параметров, которые позволяют сформировать замкнутую систему уравнений, описывающую рабочий процесс двигателя в различных условиях полета на основе принятой математической модели ГТД и его узлов. Таким образом, математически задача распознавания облика рабочего процесса сводится к определению недостающих параметров, входящих в указанную выше систему уравнений.

Основываясь на опубликованной о параметрах ГТД информации, можно сформировать систему уравнений следующего вида:

$$\begin{cases} F_1(X) - F_1^* = 0 \\ F_2(X) - F_2^* = 0 \\ \dots\dots\dots \\ F_k(X) - F_k^* = 0 \end{cases} \quad (5.10)$$

где $X = (x_1, x_2, \dots, x_k)$ - вектор, компонентами которого являются параметры, определяющие облик рабочего процесса ГТД, значения их неизвестны; $F_1^*, F_2^*, \dots, F_k^*$ - известные о ГТД данные (тяга, мощность, удельный расход топлива, объявленные параметры рабочего процесса на заданных режимах и т.п.); $F_1(X), F_2(X), F_k(X)$ - рассчитываемые с помощью принятой математической модели ГТД и его узлов значения тех же данных.

Достоверным, т.е. непротиворечивым по имеющимся о двигателе количественным данным обликом его рабочего процесса в любых условиях полета будет такая совокупность параметров рабочего процесса ($\pi_{kj}^*, T_r^*, \eta_i^*, G_B, \sigma_i, \bar{G}_{охл}$ и т.п.), которая удовлетворяет системе нелинейных уравнений (5.10). Число независимых переменных у такой системы нелинейных уравнений всегда больше числа уравнений, поэтому данной задаче будет соответствовать множество гипотез об облике ГТД, достоверных по количественным данным.

В отличие от задач идентификации математической модели ГТД по результатам испытаний, в рассматриваемой задаче неизвестны базовые (эталонные) значения независимых переменных, что существенно усложняет ее решение. Поэтому для выделения наиболее достоверного решения, кроме традиционных методов, основанных на математических моделях ГТД, необходимо использовать специфические методы, позволяющие оперировать информацией в виде нечетких и неформализуемых знаний (описаний, отношений, логических рассуждений и т.п.), используемых в экспертных системах. Главной причиной, не позволяющей формализовать всю информацию, является то, что часть этой информации носит нечеткий, вероятностный характер. Например, чаще всего фирмами не указывается, какому сечению турбины и внешним условиям соответствуют опубликованные значения температуры газа современных высокотемпературных

ГТД. Во многих случаях температура T_1^* относится к максимальному взлетному режиму в жаркий день, удельный расход топлива - к крейсерскому режиму в условиях полета, а степень повышения давления, расход воздуха через двигатель - к режиму взлета в стандартных атмосферных условиях (см. табл.5.5). Почти всегда отсутствует информация о распределении суммарной степени повышения давления по каскадам компрессора многовального ГТД и т.д. В условиях подобной неопределенности исходной информации применение существующих методов идентификации математической модели ГТД для решения рассматриваемой задачи может быть эффективным лишь при дополнении их методами искусственного интеллекта. Поэтому концепция рассматриваемого метода распознавания облика рабочего процесса ГТД при существенно ограниченной исходной информации основывается на использовании, помимо математических моделей ГТД, логико-лингвистических моделей, позволяющих представлять в ЭВМ нечеткие, трудноформализуемые и эвристические знания по рассматриваемой проблеме

В рассматриваемом методе к решению задачи привлекаются как все опубликованные о ГТД данные, так и знания по решаемой задаче. На начальном этапе осуществляется математическое описание задачи распознавания (рис.5.6), в ходе которой выдвигаются допустимые гипотезы о возможных вариантах сочетаний нечетких исходных данных, независимых переменных и ограничениях (табл.5.6).

Далее, полагая изначально вероятности того, что гипотеза достоверна и недостоверна, одинаковыми ($P_0^I = P_0^{II} = 0,5$), на основании теоремы Байеса применяют к ней в качестве свидетельств имеющиеся знания, представленные в форме правил-продукций / 13 /, и перевычисляют апостериорные субъективные вероятности, используя информацию не количественного характера / 14 /:

$$\bar{P}_i^I = \frac{P_0^I P_i^I}{P_i^I P_0^I + P_i^{II} (1 - P_0^I)}, \quad (5.11)$$

$$P_i^{II} = \frac{P_0^{II} P_i^{II}}{P_i^{II} P_0^{II} + P_i^I (1 - P_0^{II})},$$

где P_0^I, P_0^{II} - априорные (начальные) вероятности заключений о достоверности и недостоверности гипотез; P_i^I - вероятность заключения о достоверности гипотезы в смысле отдельного i -го правила; P_i^{II} - вероятность заключения о недостоверности гипотезы в смысле этого же i -го правила ($P_i^{II} = 1 - P_i^I$).

Выполнив присвоение $P_0^I = \bar{P}_i^I$, $P_0^{II} = \bar{P}_i^{II}$, анализируют следующее правило и в случае выполнения его условия вычисляют заново апостериорные вероятности. Таким образом, просматриваются все правила-продукции, относящиеся к этапу генерации возможных гипотез.

Гипотезы, определенные как достоверные на этапе и представляющие собой разные варианты системы (5.10), подвергаются оценке на достоверность по данным, для чего находят решения вариантов системы уравнений. При этом возможно применение одного из двух реализованных альтернативных подходов. В одном из них решение системы уравнений сводится к решению оптимизационной задачи

$$\min_x \max_j \delta F_j^*(x) \mid a_i \leq x_i \leq b_i,$$

где $\delta F_j^*(x)$ - относительная невязка между рассчитанным и опубликованным значением j -го параметра или показателя. Решение данной задачи осуществляется с помощью нелинейного симплекс-метода в сочетании с методом штрафных функций.

Таблица 5.6

Этап	Содержание	Используемые компоненты
1. Информационное описание ГТД в терминах словаря САПР	Ввод данных о схеме ГТД. Информационное описание	Знания о схемном строении ГТД. Информационные описания узлов и элементов
2. Ввод опубликованной информации	Ввод опубликованных значений параметров	Модуль структурного синтеза задачи распознавания
3. Анализ опубликованной информации	Упорядочение и сортировка опубликованной информации по режимам, источникам публикации. Устранение противоречивостей в опубликованных данных. Выбор расчетного режима	Знания о решении задачи, особенностях и закономерностях публикации данных о ГТД. Знания об источниках публикаций и их надежности
4. Формирование допустимых гипотез об облике рабочего процесса ГТД	Построение системы уравнений задачи. Задание ограничений на независимые переменные, начальных приближений. Формирование файлов исходных данных	Знания о параметрах ГТД и математической модели распознаваемого двигателя

Другой метод основан на непосредственном решении системы нелинейных уравнений методом Ньютона и включает в себя следующие этапы алгоритма:

1) расчет коэффициентов влияния независимых переменных x_i на невязки $\delta F_j^*(x)$ рассматриваемой системы уравнений и построение на этой основе кортежа переменных x_i по степени их влияния $\delta F_j^*(x)$,

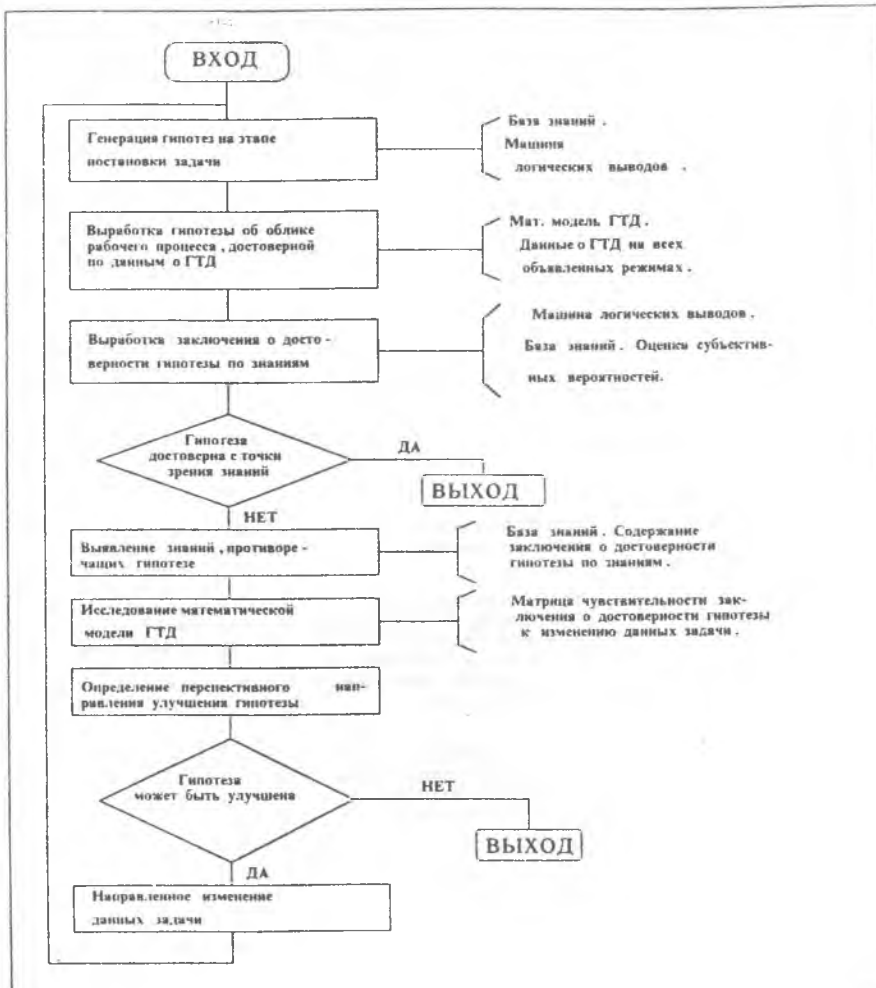


Рис.5.6. Структурная схема алгоритма распознавания облика рабочего процесса ГТД

2) выделение из множества x_1, x_2, \dots, x_k наиболее значимых независимых переменных x (в рассматриваемой задаче всегда $k > N$, обычно $k = 15 \dots 30$, $N = 2 \dots 7$);

3) решение замкнутой системы уравнений при фиксированных значениях ($k > N$) оставшихся независимых переменных;

4) проверку выполнения ограничений на независимые переменные $x_1, x_2, \dots, x_6, \dots, x_N$. При нарушении ограничений по какой-либо переменной ей присваивается значение, равное значению заданного ограничения, и эта переменная фиксируется и исключается из состава независимых переменных решаемой системы уравнений. Вместо исключенной переменной включается наиболее значимая из оставшихся ($k - N$) переменных.

Процесс повторяется до тех пор, пока не будет получено решение рассматриваемой системы уравнений при выполнении всех ограничений на независимые переменные.

Следующим этапом решения задачи распознавания облика рабочего процесса ГТД является анализ результатов решения различных вариантов системы (5.10), который заключается в оценке непротиворечивости полученных результатов знаниям по рассматриваемой задаче. Для этого к полученным результатам применяются соответствующие правила из базы знаний и производится переычисление субъективных вероятностей на основе (5.11).

Выработка заключения о достоверности рабочей гипотезы по знаниям предусматривает просмотр всех правил, имеющих отношение к задаче. В это время осуществляется отбор правил, условия которых противоречат рабочей гипотезе, эти правила помещаются в отдельный список. Каждой рабочей гипотезе соответствует в общем случае свой вариант такого списка. Сформированный таким образом список является основой для принятия решения о наиболее целесообразном улучшении рабочей гипотезы. Он определяет направление дальнейшего поиска лучших решений. Если же список при некоторой рабочей гипотезе оказался пустым, то это означает, что найденное решение является достоверным по данным и удовлетворяет всем условиям, записанным в правилах, т.е. такое решение является исчерпывающим по отношению к знаниям, имеющимся в базе знаний.

В необходимых случаях с целью поиска исчерпывающих решений производится исследование математической модели ГТД, при котором эксперт накапливает информацию о неявных связях в математической модели и планирует на этой основе свои дальнейшие действия. На этом этапе формируется так называемая матрица чувствительности, которая содержит информацию о влиянии независимых переменных задачи на близость к удовлетворению условий правил, включенных в список невыполненных. На основе анализа матрицы чувствительности эксперт принимает решения о наиболее рациональном изменении исходной постановки задачи и коррекции используемой информации.

В качестве окончательного варианта решения данной задачи выбирают вариант, удовлетворяющий всем количественным данным, правилам (знаниям по задаче) и имеющий наибольшую вероятность.

Ниже приводится один из примеров решения задачи по изложенному выше методу ¹. В этом примере была использована следующая опубликованная исходная информация по турбовальному ГТД фирм Ролл-Ройс и Турбомека RTM 322 - 01 /4/.

1. Опубликованные основные технические данные двигателя:

Чрезвычайный режим	Взлетный режим, САУ	Максимальный продолжительный режим, САУ
$Ne = 1697$ кВт	$Ne = 1546$ кВт, $\pi_{\kappa}^* = 14,7$	$Ne = 1390$ кВт
$C_e = 270,4$ г/кВт ч	$C_e = 266,3$ г/кВт ч.	$C_e = 273$ г/кВт ч
	$T_{\Gamma}^* = 1500$ К	
$n_{\Gamma\Gamma} = 37368$ 1/мин	$n_{\Gamma\Gamma} = 36300$ 1/мин	$n_{\Gamma\Gamma} = 35663$ 1/мин

2. Схема двигателя: турбовальный ГТД со свободной турбиной; входное устройство - осевого типа с воздухоочистителем; компрессор - 4-ступенчатый осецентрибежный, 3 ступени - осевые; камера сгорания - кольцевая противоточная; турбина компрессора - 2-ступенчатая осевая, охлаждаемая; свободная турбина - 2-ступенчатая осевая, неохлаждаемая.

3. Назначение - многоцелевые вертолеты EH 101, WG.30, NH-90.

4. Год сертификации - 1989.

5. Прочая опубликованная информация: для взлетного режима $T_{\Gamma}^* = 1450...1480$ К. Кроме того, дается расход воздуха через двигатель $G_B = 5,75$ кг/с, но режим, которому он соответствует, не оговорен. Указано, что к моменту сертификации ТВаД предполагается иметь $T_{\Gamma}^* = 1500$ К.

Эта информация позволяет сформировать по крайней мере шесть гипотез, отличающихся величиной T_{Γ}^* и режимом, которому соответствует G_B . Причем в трех гипотезах T_{Γ}^* является независимой переменной с диапазоном изменения $T_{\Gamma}^* = 1450...1480$ К (рис.5.7)

В табл.5.7 приведен фрагмент использования правил из базы знаний для выбора наиболее достоверной гипотезы.

¹ Из совместных исследований с М.А.Морозовым.(см. также учебное пособие "Исследование состояния рабочего процесса 60-ти авиационных ГТД", КуАИ, 1985 г.)

Таблица 5.7

Решаемая экспертная задача	Примеры используемых правил-продукции	Результат
Отбраковка гипотез на этапе постановки задачи	<p>ЕСЛИ: Гипотезы отличаются значением опубликованной T_r^*</p> <p>ТО: выше достоверность гипотезы, для которой T_r^* опубликована в справочнике ЦИАМ, И год публикации больший</p> <p>ЕСЛИ: В одном источнике опубликованы T_r^* и G_v^*, И, не указан режим, которому соответствует G_v^*, И, сообщается, что опубликованная T_r^* будет достигнута в результате доводки</p> <p>ТО: выше достоверность гипотезы, для которой эти значения T_r^* и G_v^* соответствуют чрезвычайному режиму в жаркий день</p> <p>ЕСЛИ: Значения параметра опубликованы более чем в одном источнике</p> <p>ТО: выше достоверность гипотезы со значением параметра, опубликованным в большем числе разных источников</p>	<p>Показатели достоверности для гипотез распределяются:</p> <p>$PG4=PG5=PG6 > PG1=PG2=PG3$</p> <p>($PG_i$ - вероятность i-й гипотезы)</p> <p>$PG2=PG8 > PG1=PG3=PG4=PG5=PG6$</p> <p>$PG1=PG2=PG3 > PG4=PG5=PG6$</p>
Выбор наиболее достоверной гипотезы среди гипотез, удовлетворяющих количественным данным	<p>ЕСЛИ: В заданном диапазоне изменения параметров неизвестной величины значения функции невязок не одинаковы для гипотез</p> <p>ТО: выше достоверность гипотезы с наименьшей функцией невязок</p> <p>ЕСЛИ: Турбина компрессора ТВД и свободная турбина одного типа, И, турбина компрессора охлаждаемая, И, числа ступеней турбин равны</p> <p>ТО: выше достоверность гипотезы со значением $\eta_{т.св}^* - \eta_{тк}^* \geq 0,02$</p>	<p>$PG2 > PG1 > PG3$</p> <p>$PG2=PG5 > PG1$</p>

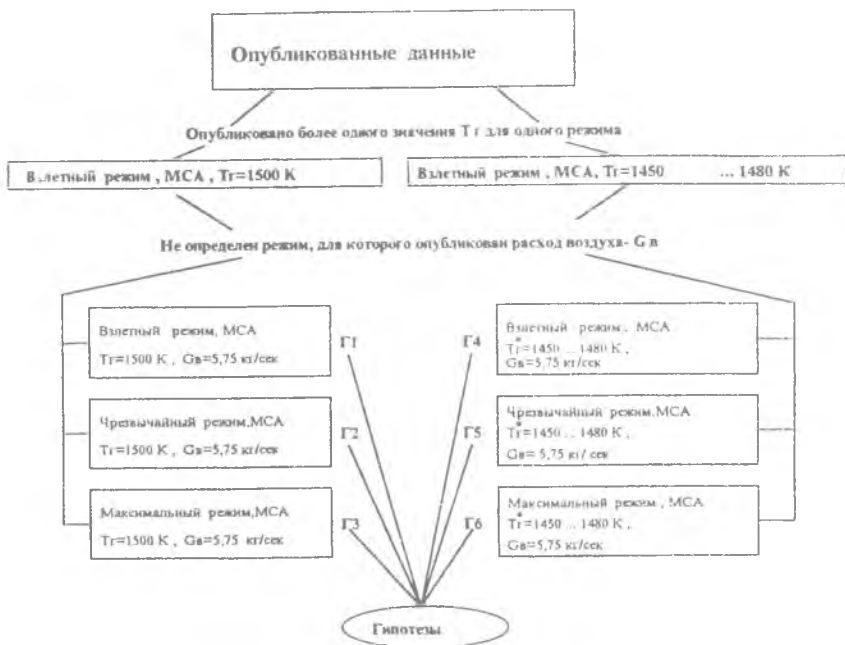


Рис.5.7. Структурная схема формирования гипотез

В итоге получены следующие результаты распознавания облика рабочего процесса ТВаД RTM 322-01.

Взлетный режим: $T_r^* = 1460 \text{ К}$, $G_B = 5,78 \text{ кг/с}$, $\pi_K^* = 14,0$, $\pi_C = 1,051$, $N_e = 1546 \text{ кВт}$, $C_e = 268,5 \text{ г/(кВт ч)}$, $\eta_K^* = 0,778$, $\eta_{TK}^* = 0,888$, $\eta_{mT.CB} = 0,987$, $\eta_r = 0,99$, $\gamma_{охл.тк} = 0,932$, $\sigma_{к.с} = 0,957$, $\sigma_{вх} = 0,987$, $\lambda_{т.св} = 0,393$, $Y_{т.св} = 0,54$, $\eta_{т.св}^* = 0,897$.

Чрезвычайный режим: $T_r^* = 1509 \text{ К}$, $G_B = 5,75 \text{ кг/с}$, $\pi_K^* = 15,4$, $\pi_C = 1,056$, $N_e = 1687 \text{ кВт}$, $C_e = 275 \text{ г/(кВт ч)}$.

Максимальный продолжительный режим: $T_r^* = 1413 \text{ К}$, $G_B = 5,39 \text{ кг/с}$, $\pi_K^* = 13,96$, $\pi_C = 1,046$, $N_e = 1390 \text{ кВт}$, $C_e = 273 \text{ г/(кВт ч)}$.

Глава 6. СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ АВТОМАТИЗАЦИИ НАЧАЛЬНЫХ ЭТАПОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД

6.1. ПРОБЛЕМЫ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ САПР АВИАЦИОННЫХ ГТД

Настоящая глава посвящена изложению особенностей САПР авиационных ГТД для начальных этапов проектирования СУ, когда решаются задачи, связанные с выбором оптимальных для ЛА параметров ГТД и его элементов на основе согласования характеристик двигателя и ЛА. На сегодня в указанных целях созданы такие САПР в ЦИАМ (Г.В.Васильев, О.Д.Селиванов, О.К.Югов и др), в МАИ (С.В.Румянцев, В.А.Сгилевский и др.) и в СГАУ / 2 / . Однако, несмотря на определенные успехи в разработке и применении этих САПР, темпы их развития в последние годы заметно снизились, так как обнаружились проблемы, требующие решения. Большинство работ в области САПР ГТД посвящено различным их усовершенствованиям и модификациям, не приводящим к качественно новым результатам. В то же время возрастающая из года в год сложность задач, решаемых при проектировании авиационных двигателей нового поколения, требует применения более детализированных и адекватных математических моделей, а также программного обеспечения, способного оперативно модифицироваться для решения меняющихся задач проектирования. С другой стороны, для принятия обоснованных проектных решений приходится оперировать большими объемами информации. При этом в существующих САПР ГТД недостаточно эффективно используются накопленные знания в области проектирования авиационных двигателей. Кроме того, в последние годы наметилась тенденция к резкому возрастанию затрат на разработку и модификацию программного обеспечения. Все это требует перехода на новую информационную технологию проектирования ГТД: от фрагментарного (позадичного) применения накопленных знаний к целостным семантическим моделям проектирования ГТД, т.е. к необходимости интеллектуализации САПР авиационных двигателей в широком смысле. Сюда относятся работы по созданию интеллектуального интерфейса между конечными пользователями и ЭВМ, по созданию и применению баз знаний, генераторов программного обеспечения и др.

Методы проектирования авиационной техники имели длительный путь развития от метода "проб и ошибок" до аналитических методов, на основе которых стал возможен переход к современным численным методам. Последние наиболее успешно реализуются при автоматизации процесса проектирования на основе современных средств САПР.

При автоматизации процесса проектирования такого сложного технического объекта, как авиационный газотурбинный двигатель, необходимо решить целый комплекс взаимосвязанных проблем, основными из которых являются следующие.

1. Обоснованная, рациональная структуризация процесса проектирования, которая зависит от сложности рассматриваемого типа ГТД и степени детализации проектно-конструкторских задач.

2. Формализация описания процесса проектирования двигателя и его математических моделей как технической системы в целом и его основных элементов как составляющих этой системы.

3. Представление в САПР знаний о физических процессах, методах решения проектно-конструкторских задач в рассматриваемой предметной области. Сюда относятся проблемы автоматизированной разработки адекватных математических моделей ГТД, учета трудноформализуемых факторов, эвристических знаний и т.п.

4. Оптимизация параметров ГТД. Непосредственное решение этой проблемы осложняет большое число проектных переменных, трудность учета всех проектных ограничений, многокритериальная оценка эффективности двигателя и неопределенность исходной информации.

5. Учет неопределенности, объективно существующей в задачах проектирования авиационных ГТД, оценка степени риска принимаемых проектных решений при опережающей закладке проекта двигателя относительно ЛА, поиск оптимальных решений, устойчивых к возможным погрешностям исходных проектных данных по ЛА и ГТД.

6. Обоснование принимаемых решений (непосредственно связано с решением проблем оптимизации в условиях неопределенности, учета ограничений, оценки ответственности и риска).

7. Ограниченные возможности современных технических средств САПР.

Анализ перечисленных выше проблем позволяет выявить два основных направления совершенствования автоматизированного проектирования авиационных ГТД:

- а) непрерывное углубление детализации описания рабочего процесса в элементах ГТД;
- б) создание для САПР ГТД математического и программного обеспечения более высокого уровня.

Решение указанных проблем является основой формирования методологии современных САПР ГТД.

Методология автоматизированного проектирования ГТД органически соединяет достижения в развитии общей теории проектирования систем с возможностями технических средств проектирования. В основе этой методологии лежат принципы системного подхода, методы математического моделирования проектных задач, теории оптимизации больших и сложных систем, теории исследования операций и принятия решений, методы искусственного интеллекта.

Системный подход предполагает изучение системы ГТД - ЛА как единого целого, выполняющего определенные функции в конкретных условиях. В то же время при системном подходе целесообразна декомпозиция сложных систем и процессов на составляющие их относительно самостоятельные подсистемы, что в значительной степени облегчает решение задачи автоматизации проектирования. Каждая из этих подсистем также может быть расчленена на подсистемы более низкого уровня. Подсистемами самого низкого уровня в данном случае являются элементы ГТД, внутренняя структура которых наиболее проста. Так, например, при проектировании газотурбинного двигателя в целом элементами являются узлы двигателя: входное устройство, компрессор, турбина и т.д., а при проектировании компрессора элементами являются ротор, статор и т.д.

Последовательное решение иерархических задач позволяет принимать проектные решения, обеспечивая по мере перехода на более низкие иерархические уровни от ЛА к ГТД и его элементам все большую степень детализации проектируемого объекта.

Очевидно, что членение в этих целях процесса проектирования на отдельные проектные задачи не может быть жестким, оно является прерогативой проектировщиков, определяющих содержание этих задач в каждом конкретном случае в зависимости от выбранной концепции проектирования объекта, проектных переменных и их числа, критериев оценки альтернативных вариантов проектных решений и т.д. В таком случае структура процесса проектирования ГТД может быть определена на основе выделения необходимой совокупности проектных задач, т.е. модульного анализа предметной области, являющегося исходным для построения функционального программного обеспечения САПР.

В настоящее время общепринятым является использование блочно-иерархического подхода к структуризации процесса проектирования сложного технического объекта. При этом возможны два вида членения исходной задачи проектирования на совокупность частных проектно-конструкторских задач. Первый из них обуславливает вертикальную, а второй - горизонтальную структуру процесса проектирования. Согласно первому виду членения весь процесс проектирования ГТД может быть представлен как множество последовательных уровней развития проекта. На каждом из них проектируемое изделие

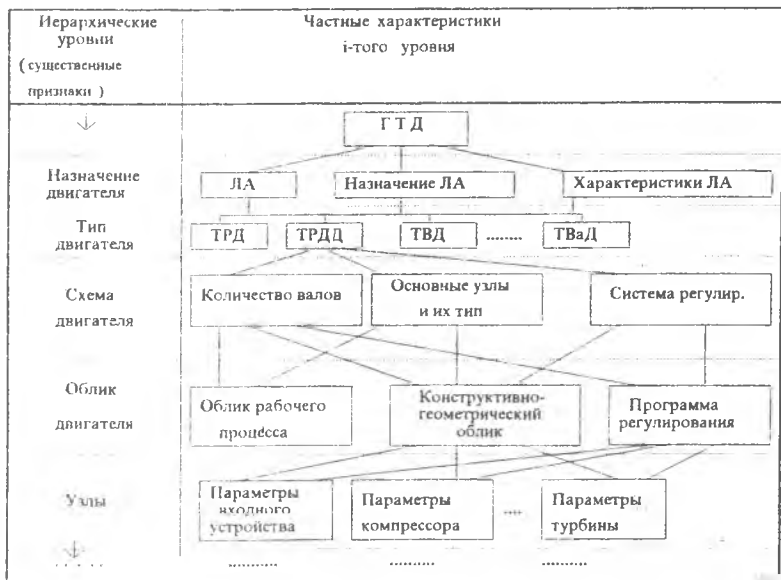


Рис.6.1. Информационный граф процесса проектирования ГТД

рассматривается со все возрастающей степенью подробности (рис.6.1). Решения, принятые на предыдущем уровне, ограничивают допустимые варианты решений на последующих уровнях. В то же время возможно, что решения, признанные рациональными на одном из уровней, при дальнейшей детализации окажутся нерациональными или нереализуемыми. Это порождает итерационный характер процесса проектирования.

Известно, что по мере детализации проекта размерность задач, требующих решения на каждом последующем уровне, резко возрастает. Это обстоятельство, а также потребность в распараллеливании работ с целью сокращения сроков проектирования приводит к необходимости членения задач на каждом уровне детализации на более мелкие. Это определяет второй вид членения процесса проектирования, порождающий горизонтальную структуру данного процесса (рис.6.2).

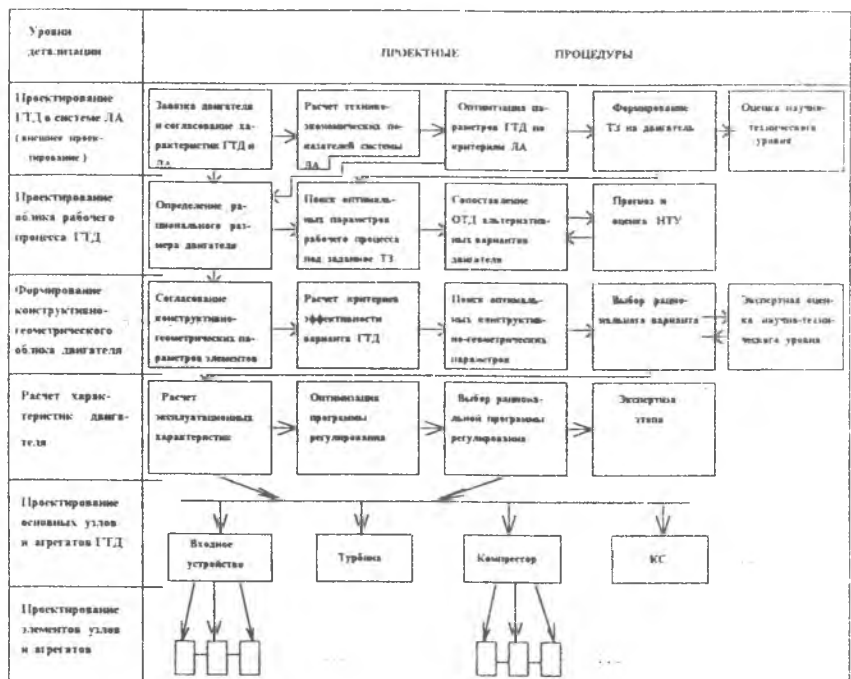


Рис.6.2. Угруппированный структурный граф процесса проектирования ГТД

Таким образом, на основе принципа нисходящего проектирования и описанного подхода к структуризации процесса проектирования может быть сформирован структурный и информационный граф процесса проектирования ГТД. На основе полученной из них информации могут быть обоснованно выделены функциональные подсистемы разрабатываемой САПР, необходимые проектные процедуры и входящие в них проектные операции, реализующие типовые задачи проектирования ГТД.

Одной из важнейших задач развития методологии автоматизированного проектирования является разработка рациональных математических моделей исследуемых систем и процессов и соответствующих алгоритмов.

При разработке алгоритма решения конкретной проектной задачи методология автоматизированного проектирования всегда предполагает поиск наилучших (оптимальных в определенном смысле) параметров системы. В идеальном случае система должна оптимизироваться по количественно определенному и единственному критерию, отражающему в математической форме цель проектирования. Однако, как показывает опыт реального проектирования ГТД, их "оптимальность" может быть оценена лишь по комплексу технико-экономических показателей, что указывает на объективно существующую неопределенность задачи проектирования ГТД. Так, например, при проектировании двигателя на верхнем иерархическом уровне (в системе ЛА) такими критериями являются показатели ЛА: взлетная масса ЛА, себестоимость перевозок, затраты топлива на тонно-километр перевозимого коммерческого груза и др. При проектировании узла двигателя критериями оценки становятся основные показатели двигателя ($u_{дв}$, $C_{уд}$, $P_{уд}$). Математические модели ГТД, необходимые для выполнения каждой проектной операции в процессе проектирования, могут существенно изменяться как по уровню сложности, так и по своей сути. Поэтому предварительная заготовка таких моделей под каждую конкретную задачу невозможна. В этих условиях необходимо обеспечить гибкое и оперативное формирование требуемых расчетных моделей из имеющихся в программном обеспечении блоков. Таким образом, невозможность априорной подготовки всеобъемлющей совокупности математических моделей обуславливает два важнейших требования, предъявляемых к разрабатываемой САПР: система должна обладать свойством *гибкости*, которое позволяло бы проектировщику оперативно формировать необходимое программное обеспечение исходя из постановки конкретной задачи проектирования, и свойством *открытости*, позволяющим легко дополнять имеющееся программное обеспечение необходимыми новыми модулями.

Проблемы интеграции функциональных подсистем в САПР ГТД

Одной из актуальных проблем для САПР ГТД является поиск рациональных путей интеграции подсистем для различных этапов проектирования двигателя.

Эту проблему можно рассматривать с двух позиций. С одной стороны, необходимо решить задачи интеграции подсистем, относящихся к различным этапам собственно проектирования ГТД (предэскизное, эскизное, рабочее и т.п.). С другой стороны, как показывает практика, наибольший эффект достигается при

интеграции систем автоматизированного проектирования (рабочего процесса, облика турбокомпрессора, конструкций деталей и т.п.) с системами технологической подготовки производства и автоматизации доводочных испытаний.

Одним из путей реализации такой интеграции является разработка многоуровневых САПР ГТД. Такие САПР имеют достаточные предпосылки для развития как с точки зрения совершенствования функционального наполнения, так и по дальнейшей детализации, т.е. увеличения числа уровней решаемой задачи. При этом системное и информационное наполнение таких САПР, по сути дела, становится базовым для интегрирования с системами, обеспечивающими последующие этапы создания двигателя.

Интегрированные САПР двигателей, позволяющие объединить решения задач проектирования и производства, позволяют существенно ускорить весь процесс создания ГТД. Возможность интеграции может быть обеспечена в САПР путем следующих мероприятий.

1. Создание единой информационной модели создаваемого двигателя, последовательно формируемой с помощью функциональных подсистем. Выбранная архитектура баз данных должна позволять реализовывать эту информационную модель как в рамках одной мощной ЭВМ, так и в условиях вычислительной сети.

2. Использование локальных и интегрированной баз данных в совокупности с информационной подсистемой (являющейся сервисной надстройкой над штатными СУБД), что позволит обеспечить переход на безбумажную технологию проектирования на всех промежуточных этапах.

3. Придание открытости и гибкости функциональному наполнению, достигаемое использованием модульной технологии для разработки и модификации программного обеспечения, а также особой организацией вычислительного процесса, которая должна позволять постоянно наращивать возможности интегрированной САПР. Независимость функциональных подсистем и модулей, реализующих разные этапы создания ГТД, должна позволить разрабатывать и отлаживать их отдельно, независимо друг от друга.

4. Принятие в САПР единых подходов к организации, передаче, обработке и хранению данных, а также введение стандартных спецификаций программного обеспечения должны позволить автоматизированно комплексировать отдельно разработанные, независимые функциональные подсистемы и модули между собой.

5. Обеспечение инвариантности системного наполнения САПР по отношению к предметной области должно позволить использовать его для разных этапов создания ГТД: для проектирования двигателя в целом, отдельных его узлов и элементов и для автоматизации последующих этапов создания двигателя.

6. Обеспечение инвариантности САПР ГТД по отношению к штатным системным средствам - операционным системам, СУБД и т.п. (мобильность САПР ГТД) должно позволить использовать ее в условиях вычислительной сети, на ЭВМ разного типа (универсальных, АРМ, персональных и др.).

Из анализа задач проектирования ГТД следует, что среди них существуют такие, которые в настоящее время могут быть решены на основе математического моделирования, и такие, для решения которых требуется применение методов и средств искусственного интеллекта, в частности, "инженерии знаний" для привлечения неформализуемых (или трудноформализуемых) эвристических знаний в рассматриваемой предметной области.

Последние задачи, являющиеся по своей сути экспертными, можно подразделить на три класса.

1. **Прогнозирование** нормативов технического уровня ГТД с учетом неопределенности исходной проектной информации и достаточно длительного срока создания двигателя.

2. **Синтез и принятие решений** при непосредственном проектировании двигателя и его элементов на всех стадиях этого процесса.

3. **Экспертиза** этапов проектирования и качества проекта двигателя в целом (оценка научно-технического уровня проекта, обоснованности и рациональности принятия проектных решений и т.п.).

Задачи прогнозирования присущи всем этапам проектирования двигателя, начиная с выработки технического предложения и кончая эскизным проектированием его элементов. Они включают в себя анализ, систематизацию и обобщение количественных знаний и тенденций развития важнейших параметров двигателя и его элементов, на основе которых проектировщик мог бы обоснованно выбирать необходимую проектную информацию, обеспечивающую создание двигателя на уровне лучших отечественных и зарубежных образцов. Базы знаний, поддерживающие такие задачи, должны являться основой для выработки рекомендаций по выбору тех или иных параметров проектируемых ГТД.

Второй класс задач предусматривает выработку рекомендаций по выбору наиболее эффективных методов и алгоритмов решения рассматриваемой проектной задачи в данной конкретной области, а также рекомендаций и пояснений к принятию решений в сложных проектных ситуациях. Этот класс задач является чрезвычайно обширным, поскольку в идеале должен базироваться на всем комплексе эвристических процедурных знаний, накопленных мировой практикой проектирования ГТД.

Третий класс задач предусматривает экспертизы решений, принимаемых на каждом этапе проектирования двигателя, и проекта двигателя в целом. В этом случае экспертиза используется для оценки качества проекта, сопоставления его с мировым научно-техническим уровнем развития авиационных ГТД.

Одним из наиболее перспективных вариантов интеллектуализированной системы проектирования для авиационных двигателей является так называемая "гибридная экспертная САПР" [5], органически сочетающая формализованные математические модели и логико-лингвистические модели для представления научных и инженерных знаний, накопленного опыта в данной предметной области. В дальнейшем условимся сокращенно называть ее гибридной САПР.

Экспертные системы, являющиеся значительным практическим достижением в области искусственного интеллекта, получили в настоящее время всеобщее

признание. О роли и значимости интеллектуальных систем позволяют судить опубликованные данные об объемах финансирования этих работ за рубежом / 6 /:

1985 г.	США	- 370 млн дол.
1990 г.	США	- 12 млрд дол.
	Япония	- 5 млрд дол.
	Западная Европа	- 2 млрд дол.

Экспертные системы положили начало развитию совокупности методов инженерии знаний, обеспечивающих новый подход к созданию высокоэффективных программных систем. Наиболее мощными темпами создание экспертных систем и их практическое применение в различных предметных областях осуществляется в США и Японии. В нашей стране работы этого направления находятся на более ранней стадии развития.

Особенностью экспертных систем является использование неформализованных и эвристических знаний при решении определенного круга задач в рассматриваемой области.

Системы этого класса характеризуются способностью формировать и пояснять свои действия и сообщения, работать с нечеткой информацией, обобщать свойства проектных решений и делать из этого обобщения выводы о том, какие действия целесообразно выполнять дальше, расширяться путем добавления новых порций знаний и использовать описательное представление знаний, которое легко взаимодействует с естественным языком.

Необходимость одновременного применения и формализованных, и эвристических инженерных знаний в САПР ГТД обусловлена сложностью и многообразием информационных связей в процессе проектирования, невозможностью учета многих свойств проектируемых двигателей в виде количественных показателей, объективно существующей неопределенностью задач проектирования ГТД. Проектирование такой сложной технической системы, как современный газотурбинный двигатель, является по своей природе творческим процессом и качество проекта во многом зависит от квалификации проектировщиков и опыта их работы с системами проектирования. Использование методов и средств инженерии знаний позволяет систематизировать опыт наиболее квалифицированных специалистов, учитывать более широкий спектр свойств ГТД, оцениваемых в процессе проектирования. Основное назначение интеллектуальных компонент САПР, реализующих аппарат инженерных знаний, состоит в создании для пользователя дополнительного источника информации в виде рекомендаций и пояснений, являющихся основой для принятия решений о выборе наиболее эффективного алгоритма решения проектной задачи или интерактивного действия в конкретной проектной ситуации.

В области проектирования авиационных ГТД накоплен значительный потенциал формализованных знаний, которые представлены различными математическими моделями, методами и алгоритмами. В связи с этим в данном случае наиболее целесообразным является создание гибридных систем, которые наряду с традиционными процедурами позволили бы применять для решения проектных задач и неформализованные знания проектировщиков, в том числе и накопленный коллективный опыт. Создание таких систем является качественно новым этапом в развитии САПР ГТД, однако это связано с решением целого комплекса проблем. К важнейшим среди них следует отнести следующие:

- разработку методологии создания гибридных САПР применительно к ГТД;
- представление в ЭВМ декларативных и процедурных знаний;
- получение знаний от экспертов, накопление и пополнение знаний (указанная проблема является одной из наиболее сложных и трудоемких, ее решение связано не только с чисто техническими аспектами этой проблемы, но и затрагивает социально-психологические аспекты);
- обобщение индивидуальных знаний отдельных экспертов, создание семантической модели процесса проектирования ГТД;
- формирование логических выводов и пояснений в наиболее доступной для проектировщика форме;
- обеспечение органического взаимодействия математических и логико-лингвистических моделей в системе.

6.2. КОНЦЕПЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ ГИБРИДНОЙ САПР АВИАЦИОННЫХ ГТД

Анализ задач, решаемых при автоматизированном проектировании авиационных ГТД, показывает, что для их наиболее эффективного решения наряду с использованием формализованных в виде математических моделей и алгоритмов знаний, требуется привлечение эвристических, неформализованных знаний, представляющих собой логико-лингвистические модели. Объединение всех указанных моделей достигается в рамках гибридной САПР. Таким образом, гибридная САПР ГТД должна включать в себя все компоненты традиционной САПР и дополнительно иметь средства интеллектуальной поддержки проектных решений (интеллектуальную компоненту). В связи с этим требования к гибридной САПР ГТД можно подразделить на две группы: требования к диалоговой САПР и требования к ее интеллектуальной надстройке.

Важнейшими требованиями к современной диалоговой САПР ГТД являются:

возможность оперативно формировать или модифицировать необходимое программное обеспечение для решения конкретной задачи, в том числе и непосредственно в процессе проектирования, т.е. система должна обладать свойством *гибкости*;

возможность включения новых программных модулей или целых подсистем без нарушения общей архитектуры системы, т.е. система должна обладать свойством *открытости*;

информационная поддержка всех этапов проектирования, безбумажная технология передачи информации между проектными процедурами и между подсистемами САПР;

минимальная привязка к особенностям технических средств и операционных систем ЭВМ, позволяющая тиражировать систему на различных технических средствах;

обеспечение *дружественного интерфейса* пользователя с ЭВМ, система должна быть ориентирована на специалиста в области проектирования ГТД, а не на программиста.

Анализ опубликованных работ по экспертным системам, а также проектированию ГТД показывает, что интеллектуальная надстройка к такой системе должна обеспечивать:

накопление, хранение и использование неформализованных, эвристических знаний в области проектирования авиационных ГТД;

генерацию логических выводов, объяснений и рекомендаций на языке рассматриваемой предметной области;

формирование баз данных динамической структуры, способных адаптироваться под решение конкретных задач;

возможность оперировать с нечеткой информацией;

взаимодействие с расчетно-логической компонентой САПР, с общесистемным и функциональным программным обеспечением САПР;

расширение круга решаемых задач без нарушения концепции построения и архитектуры САПР в целом;

возможность синтезировать наиболее эффективные алгоритмы решения рассматриваемых задач в зависимости от их постановки и исходной информации.

Как известно, процесс проектирования авиационного ГТД представляет собой совокупность задач структурного и параметрического синтеза и анализа. Для большинства промежуточных этапов этого сложного процесса в настоящее время разработаны и используются различные системы автоматизированного проектирования. Накопленный опыт создания таких систем и применения их в практике разработки двигателей наглядно продемонстрировал очевидные преимущества применения САПР. Однако такие системы, базирующиеся на основе опыта традиционного проектирования, практически исчерпали себя, так как реализовывались в основном по "жесткой" схеме, т.е. представляли собой комплексы, в которых программное обеспечение однозначно согласовано с языком программирования, применяемой ЭВМ, объемами ее оперативной и внешней памяти, внешними устройствами и операционной системой и с вполне определенным набором функциональных подсистем.

Если проектная задача выходит за рамки функционирования такой САПР, то ее решение становится либо невозможным, либо требует трудоемкой и дорогостоящей доработки системы в целом. Аналогичные сложности возникают при смене ЭВМ и операционной системы. Недостатками САПР жесткой схемы являются также отсутствие средств автоматизации программирования и специальных входных языков, обеспечивающих пользователю эффективный диалог, а также недостаточная автоматизация информационного обеспечения. Перечисленные недостатки ощущаются пользователями современных САПР, так как они непосредственно сталкиваются с ними в своей профессиональной деятельности. Еще более наглядно эти проблемы видны разработчикам САПР.

Дальнейшее совершенствование САПР зависит от обеспечения их новыми программными и техническими средствами. Возможности программного обеспечения САПР определяют архитектуру системы, переносимость на другие ЭВМ, способность встраиваться в другие системы, способность к расширению функций, независимость от конкретных внешних устройств, возможность использования разными категориями пользователей. Перечисленные возможности программного обеспечения в совокупности с рассмотренной выше методологией

автоматизированного проектирования авиационных ГТД характеризуют основные принципы, которые закладываются в основу создания САПР нового поколения.

Достаточно полно перечисленным требованиям к современной диалоговой САПР соответствует рассматриваемая ниже концепция гибкой САПР авиационных ГТД. Суть этой концепции заключается главным образом в выделении в общей структуре САПР специального системного наполнения, организующего весь жизненный цикл системы от разработки и модификации программного обеспечения, организации эффективного вычислительного процесса и организации информационного обеспечения до сопровождения системы. При этом специальные инструментальные средства системного наполнения инвариантны к предметной области САПР и имеют входные языки, ориентированные на пользователя-проектировщика.

В качестве основополагающих были приняты следующие принципы построения такой системы [2].

Открытость системы, которая обеспечивает: возможность включения новых программных модулей без нарушения архитектуры системы;

возможность изменения структуры информационного обеспечения в процессе развития системы;

предоставление пользователям максимальных удобств при работе с системой.

Гибкость и независимость отдельных модулей и подсистем, которые обеспечивают возможность оперативной модификации программного обеспечения, способствуют повышению его надежности, упрощают его отладку и эксплуатацию.

Инвариантность системы по отношению к используемой операционной системе ЭВМ и к предметной области, которая позволяет расширить диапазоны ее возможного применения на различных ЭВМ, для различных этапов создания ГТД, а также для различных объектов проектирования.

Реализация перечисленных принципов построения гибкой САПР ГТД стала возможной при выполнении следующих условий:

модульной организации структуры системы, поддерживаемой специальными инструментальными средствами;

едином подходе к организации, передаче, обработке и хранению данных в системе (организации внутренних и внешних интерфейсов по данным);

обеспечении диалогового режима на всех этапах работы с системой, использовании специальных входных языков проектирования, ориентированных на пользователя-проектировщика;

введении стандартных спецификаций в системе;

использовании динамической структуры данных и управления;

оптимальном использовании принципов компиляции и интерпретации для организации вычислительного процесса;

выделении специальных модулей-интерфейсов, обеспечивающих функционирование системы в конкретной операционной системе ЭВМ и при использовании конкретной СУБД.

Указанные предпосылки позволили реализовать качественно новую интеграцию программных и информационных компонентов САПР ГТД - гибкой

системы, открытой для развития и модификации и ориентированной на работу с пользователем-проектировщиком.

Урупненная структурная схема одного из вариантов гибридной САПР авиационных ГТД, созданной на базе концепции "гибкой САПР" / 2 /, представлена на рис.6.3. Она состоит из двух частей.

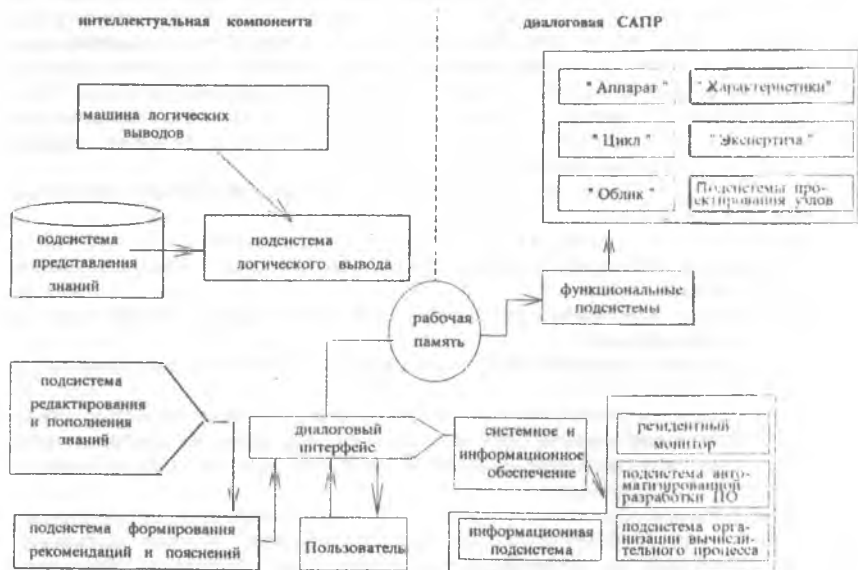


Рис.6.3. Структурная схема гибридной САПР ГТД

1. *Диалоговая САПР*, включающая в себя в базовом варианте пять функциональных подсистем, соответствующих этапам предпроектирования двигателя, подсистемы проектирования узлов (компрессора, турбины и др.), специальное системное наполнение, в которое входят резидентный монитор и подсистемы автоматизированной разработки программного обеспечения, организации вычислительного процесса и информационная подсистема.

С помощью подсистемы автоматизации разработки программного обеспечения осуществляется компоновка из базовых модулей функционального наполнения более сложных модулей-агрегатов и затем программного обеспечения функциональных подсистем САПР ГТД в целом для решения конкретных задач пользователя (рис.6.4).

Подсистема организации вычислительного процесса обеспечивает выполнение автоматизированных проектных процедур функциональных подсистем, реализацию диалогового взаимодействия пользователя с системой, обработку программных прерываний, организацию информационного взаимодействия пользователя и программ функционального наполнения с базами данных в процессе решения конкретных проектных задач.

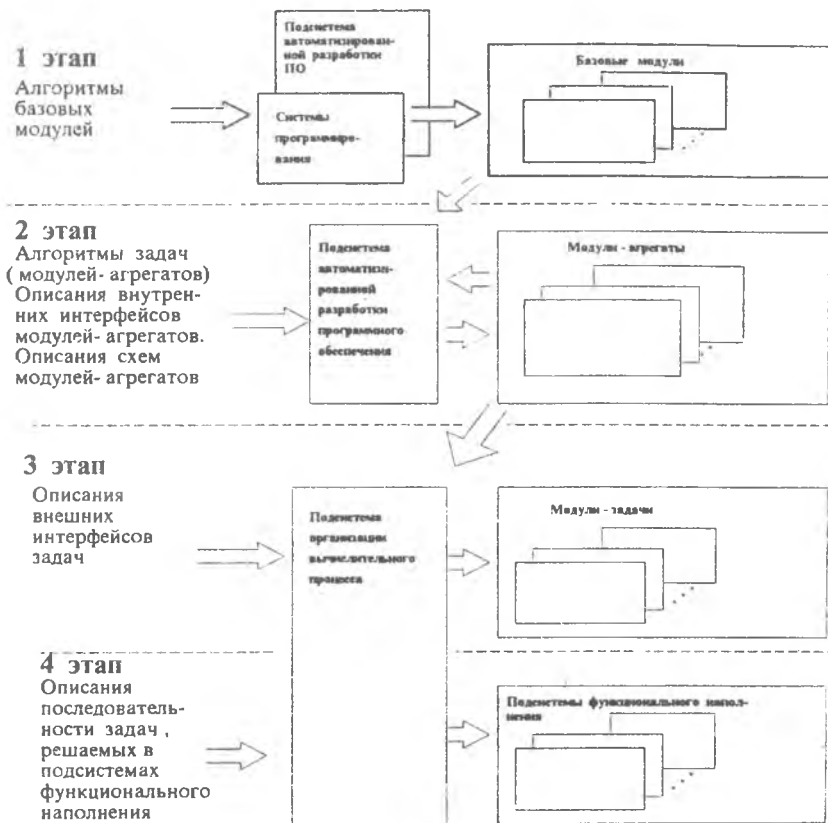


Рис.6.4. Этапы автоматизированной разработки программного обеспечения функционального наполнения САПР

Информационная подсистема обеспечивает связи локальных и интегрированной баз данных САПР ГТД, ведение каталогов программного и информационного обеспечения. Под управлением информационной подсистемы автоматически формируется структура локальной базы данных (ЛБД) для каждой функциональной подсистемы. Обмен информацией между ЛБД функциональных подсистем осуществляется через интегрированную базу данных (ИБД) системы. ИБД имеет динамическую структуру и формируется автоматизированно с помощью интеллектуальной компоненты САПР. Системное наполнение САПР содержит также комплекс средств для реализации диалогового интерфейса пользователя с ЭВМ на языке, использующем термины и понятия рассматриваемой предметной области.

2. *Интеллектуальная компонента САПР.* Основными ее составляющими являются:

подсистема представления знаний, состоящая из базы знаний (БЗ) и базы фактов (или данных - БД). БЗ предназначена для хранения и накопления структурированных декларативных и процедурных знаний по решаемым задачам;

подсистема редактирования и пополнения знаний, назначением которой является обеспечение возможности формулировки знаний на входном языке, близком к естественному, в режиме диалога;

подсистема логического вывода, предназначенная для выработки заключений с учетом текущего состояния задачи и имеющихся в системе знаний, а также для инициализации выполнения проектных задач с помощью математических моделей ГТД в одной из функциональных подсистем или инициализации необходимых проектных процедур системного наполнения;

подсистема формирования рекомендаций и пояснений, которая по запросу пользователя должна обосновать или сгенерировать необходимые рекомендации.

Доступ к решению экспертных задач проектирования ГТД осуществляется через резидентный монитор системы в подсистему "ЭКСПЕРТИЗА", которая предоставляет конечному пользователю возможность выбрать интересующую его задачу (рис.6.5).

В настоящее время актуальными для автоматизации проектирования авиационных ГТД являются следующие задачи.

1. Автоматизация разработки и модификации программного обеспечения необходимых функциональных подсистем САПР ГТД. Решение данной задачи основывается на комплексе соответствующих инструментальных программных средств и баз знаний по информационным семантическим связям параметров задач функциональных подсистем, что позволяет из базовых (простейших) программных модулей интегрировать модули-агрегаты, реализующие проектные операции и процедуры или целые функциональные подсистемы САПР.

2. Автоматизированное создание интегрированной базы данных динамической структуры. В этом случае экспертная компонента позволяет создавать базу данных и выполнять функции специалиста, знакомого с логической структурой ИБД, а также позволяет создавать описание новых объектов (ГТД), сообщая системе информацию о структуре объекта с необходимой глубиной описания.

3. Анализ данных двигателей-прототипов и тенденций изменения мирового научно-технического уровня ГТД при подготовке исходной проектной информации для функциональных подсистем. В этом случае пользователем формулируются критерии формирования группы ГТД - аналогов (тип и назначение ГТД, период сертификации, класс тяги (мощности) и т.п.) и форма представления интересующей информации (графическая табличная, справка, регрессионная модель).

4. Определение характеристик научно-технического уровня проекта ГТД, сопоставление их с мировым НТУ развития ГТД-аналогов. На стадии технического предложения обычно требуется произвести прогнозируемую оценку НТУ проекта, после завершения проектирования - заключительную оценку НТУ и оценку на ее основе качества проекта в целом. Данная задача тесно связана также с задачей формирования научно обоснованного технического задания на проект при опережающем проектировании ГТД относительно ЛА.

5. Экспертиза различных этапов проектирования и доводки ГТД. Методологической основой данной задачи могут служить модифицированные методы оценки НТУ ГТД.

6. Выявление и анализ резервов проекта, определение рациональных с точки зрения НТУ путей его совершенствования. При решении данной задачи наряду с интеллектуальными компонентами САПР должны активно использоваться функциональные подсистемы для решения задач анализа предполагаемых модификаций проекта.

7. Распознавание облика рабочего процесса конкурирующих зарубежных ГТД при дефиците исходной информации, оценка на этой основе мирового НТУ развития ГТД данного класса. Решение данной задачи является информационной основой многих предшествующих задач.

8. Выработка рекомендаций по принятию решений в функциональных подсистемах. Данная задача является наиболее сложной, требует наличия мощной базы знаний, аккумулирующей по существу весь опыт проектирования авиационных двигателей.

В базовом варианте системы (исследовательском прототипе) были реализованы наиболее отработанные задачи : 1, 2, 4, 6, 7.

Решение этих задач осуществляется в диалоговом режиме, с использованием терминологии из области проектирования авиационных ГТД. Диалоговый режим работы поддерживается инструментальными средствами подсистем организации вычислительного процесса и автоматизированной разработки программного обеспечения. В зависимости от выбранной задачи подключаются соответствующие базы знаний и данных (см.рис.6.5), а также необходимые функциональные подсистемы САПР ГТД. Сообщения, рекомендации, пояснения и заключения строятся также на ограниченных конструкциях естественного языка, использующего термины рассматриваемой предметной области.

Результаты решения задач представляются в алфавитно-цифровом и графическом виде и могут быть выведены либо на экран терминала, либо в виде твердых копий.

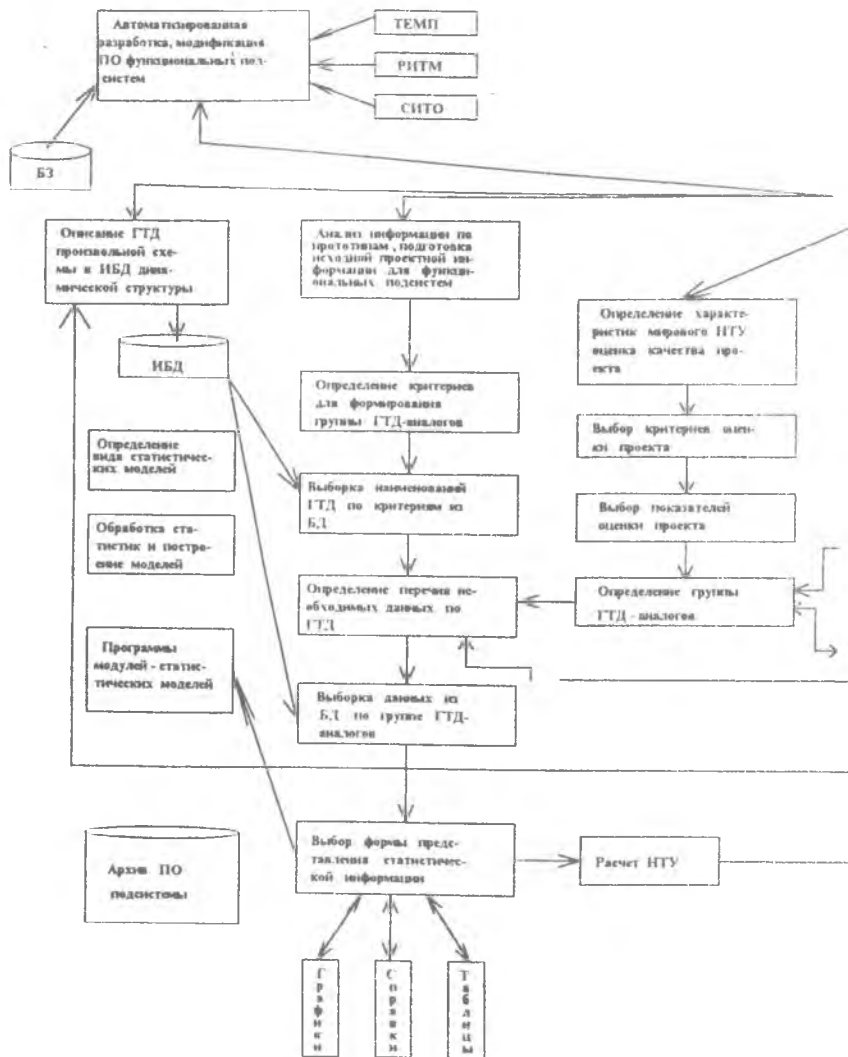
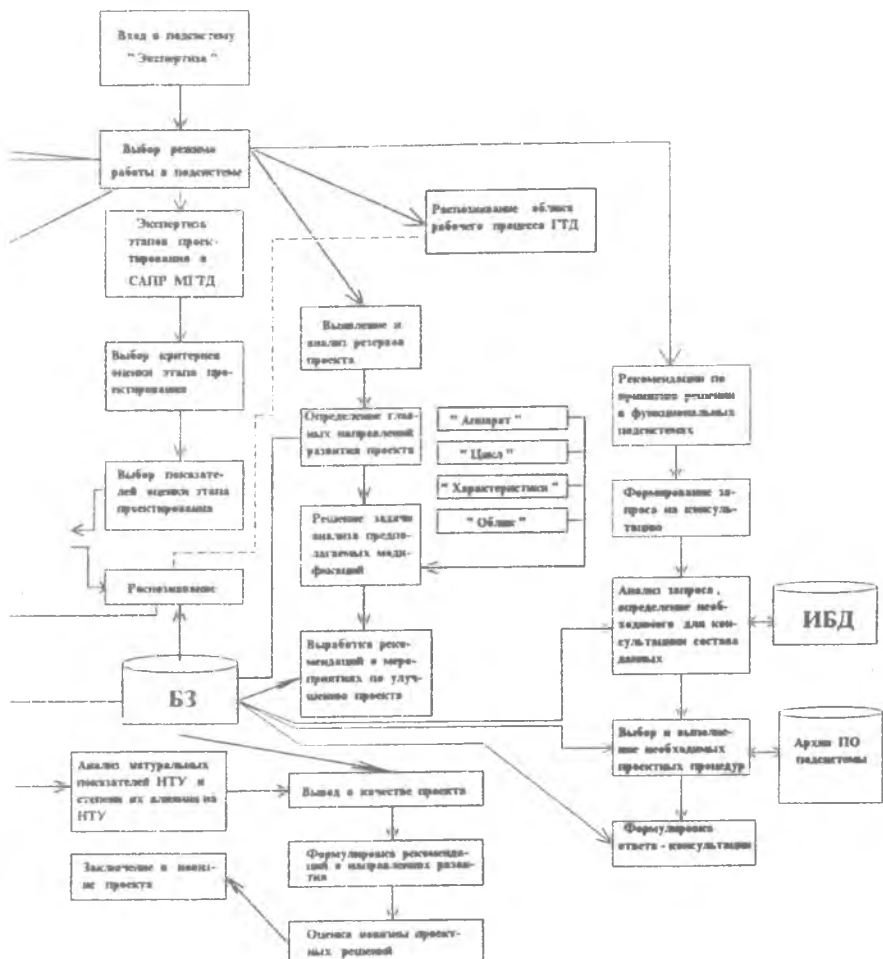


Рис.6.5. Функциональная схема подсистемы "ЭКСПЕРТИЗА"



Практическая реализация концепции гибридной экспертной САПР ГТД связана с решением целого комплекса проблем, важнейшими из которых являются:

- извлечение и представление знаний и работа с ними;
- проблема общения с системой (создание специальных языков, ориентированных на проектировщиков, а не на программистов);
- автоматизация синтеза программного обеспечения для решения рассматриваемой задачи проектирования или класса задач;
- построение аппарата и соответствующего программного обеспечения для генерации логического вывода и объяснения.

Разработка экспертных систем (ЭС), как показывает опыт, существенно отличается от разработки обычных систем автоматизированного проектирования. При создании обычных программных продуктов разработка идет по схеме заказчик - исполнитель, когда в соответствии с техническим заданием исполнитель сдает заказчику готовую для решения проектных задач систему. При разработке ЭС это сделать в полной мере невозможно, так как знания, которыми должна быть заполнена конкретная версия системы, находятся у заказчика. Кроме того, наличие в экспертной САПР неформализованных задач, отсутствие завершенной теории экспертных систем и методологии их разработки приводят к необходимости совершенствовать построение системы в ходе процесса разработки по мере накопления знаний в рассматриваемой области и расширения круга решаемых задач. Все это обуславливает эволюционный метод создания гибридных САПР ГТД от относительно простых задач - к более сложным, при этом постепенно усложняются организация и представление знаний, совершенствуются методы их использования в решаемых проектных задачах.

Перед тем как приступить к созданию ЭС, необходимо убедиться, что разработка такой системы возможна и оправдана, а методы инженерии знаний соответствуют решаемой задаче.

Возможность разработки ЭС обусловлена выполнением следующих основных требований / 6 /:

- наличие экспертов в данной области, которые решают задачу значительно лучше, чем обычные специалисты;

- эксперты должны уметь выразить на естественном языке (на вербальном уровне) и объяснить используемые ими методы (в противном случае невозможно вложить знания в ЭС);

- задача не должна быть слишком трудной, ее решение должно занимать у эксперта несколько часов (а не дней или недель);

- задача должна относиться к достаточно структурированной области, где выделены основные понятия, отношения и известные хотя бы эксперту способы получения решения.

Применение экспертных компонент в САПР может быть оправдано одним из следующих факторов:

- использование человека-эксперта невозможно либо из-за недостаточного количества экспертов, либо из-за необходимости выполнить экспертизу одновременно в нескольких местах;

при передаче информации к эксперту происходит недопустимая потеря времени или информации.

Решаемая проектная задача соответствует методам гибридных ЭС, если она обладает следующими особенностями:

не может быть решена посредством манипулирования только числами (т.е. использованием формализованных методов), необходимо еще и манипулирование символами (т.е. использование логико-лингвистических моделей);

имеет эвристическую природу;

достаточно сложна (должны быть оправданы затраты на ее разработку);

достаточно узкая (чтобы могла быть решена методами инженерии знаний и формализованными методами).

Процесс разработки экспертных систем, как показал анализ опубликованных работ, а также собственный опыт авторов может быть разделен на следующие основные этапы:

1. **И д е н т и ф и к а ц и я**. На этом этапе определяется перечень решаемых задач, выявляются цели разработки, ресурсы, эксперты и категории пользователей.

Цель этапа идентификации - характеризовать задачи и структуру знаний, необходимых для ее решения. Идентификация задачи заканчивается вербальным описанием решаемой задачи.

2. **К о н ц е п т у а л и з а ц и я** - проводится содержательный анализ проблемной области, выявляются используемые понятия и их взаимосвязи, определяются методы решения задач, формируются первоначальные соображения о представлении знаний и необходимых инструментальных средствах.

3. **Ф о р м а л и з а ц и я** - определяются способы представления знаний, формализуются основные понятия, моделируется работа системы. Результатом этапа формализации является описание того, как рассматриваемая задача может быть представлена в ЭС.

4. **В ы п о л н е н и е** - осуществляется наполнение базы знаний системы. Процесс приобретения знаний разделяется на получение знаний от эксперта, организацию знаний и представление знаний в виде, приемлемом для работы ЭС. Цель этого этапа - создание прототипа системы.

5. **Т е с т и р о в а н и е** - осуществляется проверка компетентности ЭС, производится оценка выбранного способа представления знаний и системы в целом. Эти работы проводятся на примерах решения тестовых задач.

6. **О п ы т н а я э к с п л у а т а ц и я** - проверяется пригодность системы для конечных пользователей. Пригодность ЭС для пользователей определяется в основном удобством работы с ней и полезностью. По результатам опытной эксплуатации может потребоваться существенная модификация системы в целом и ее отдельных компонент.

Накопленный опыт показывает, что процесс создания гибридной ЭС не сводится к строгой последовательности перечисленных выше этапов. В ходе разработки часто требуется возвращаться на более ранние этапы и пересматривать принятые там решения. Этим объясняется значительная трудоемкость и длительные сроки создания ЭС и гибридных ЭС в особенности.

6.3. ИНФОРМАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ГИБРИДНОЙ САПР ГТД

Информационный фонд системы содержит:

архив программного обеспечения, имеющий библиотечную структуру и хранящий исходные и объектные (загрузочные) модули и их специальные системы; архив проектной документации, также имеющий библиотечную структуру и хранящий текстовые документы, регламентирующие работу системы и текущую проектную документацию;

базы данных (локальные и интегрированную), где хранятся исходные и результирующие данные для проектирования ГТД;

базы знаний, содержащие декларативные и процедурные знания в области проектирования авиационных ГТД.

Интегрированная база данных имеет динамическую структуру, с помощью нее решаются как задачи информационно-справочного характера, так и задачи организации связи функциональных подсистем САПР ГТД в процессе проектирования. Информация в интегрированной базе структурируется предметно и отражает современное (на момент проектирования) представление пользователя о ГТД.

Локальные базы данных обслуживают конкретные подсистемы функционального наполнения САПР ГТД, характеризующиеся сложным программным обеспечением и своими информационными потоками. Эти базы данных строятся программно-ориентированными, т.е. информация в них структурирована с учетом входов и выходов программных модулей, входящих в конкретную подсистему.

С помощью локальной базы данных, содержащей результаты расчета в конкретном модуле (например, T_k^* , P_k^* и др. - при расчете компрессора), осуществляется информационная связь между модулями в процессе выполнения проектной процедуры внутри конкретной подсистемы функционального наполнения САПР ГТД. С помощью интегрированной базы данных, содержащей результаты проектных процедур, необходимые для последующих этапов, осуществляется информационная связь между локальными базами данных и соответствующими функциональными подсистемами в общем процессе проектирования ГТД.

Как отмечалось, особенностью гибридных систем является то, что во многих случаях алгоритм решения интересующей задачи заранее неизвестен, а формируется в самом процессе решения на основе используемых при этом знаний. Это обуславливает необходимость создания специальных средств, которые бы позволяли пользователю оперативно создавать необходимую структуру используемой в данной задаче базы данных, т.е. база данных должна иметь динамическую структуру, которая могла бы легко быть настроена на конкретную задачу. При этом пользователь должен описать лишь макроструктуру исследуемого объекта на языке рассматриваемой предметной области.

Информационное описание ГТД строится как совокупность информационных описаний узлов и их элементов. При этом используются знания о закономерностях объединения различных узлов в те или иные схемы ГТД, а также знания об информационном описании отдельных элементов двигателя. База знаний данной задачи содержит информационные описания 80 узлов и элементов

ГТД, применяющихся сегодня в реальных конструкциях двигателей различных типов и схем. Уровень информационного описания узлов соответствует уровню применяемых в САПР ГТД математических моделей и может быть изменен в случае необходимости средствами системы. Закономерности объединения узлов в двигателе описаны в базе знаний данной задачи в виде более 500 правил-продукций. Словарь информационного описания ГТД включает в себя около 3 тысяч наименований. В задаче реализована прямая цепочка логического вывода (от данных к цели). Сеанс описания является диалоговой процедурой, в ходе вывода которой пользователь отвечает на запросы системы, а в результате сеанса формируется список инженерных наименований параметров, составляющих информационное описание двигателя. Список содержит в зависимости от схемы ГТД от 250 до 500 наименований параметров.

Правила в базе знаний структурированы по типам и ассоциативным признакам. Управление просмотром базы правил реализовано с помощью метаправил. Например:

М е т а п р а в и л о

ЕСЛИ: тип ГТД = турбовальный

ТО: Запросить наличие в схеме свободной турбины,
теплообменника, редуктора;

Заключить, что в схеме есть диффузорное выходное устройство;

Просмотреть правила описания входного устройства,
выходного устройства, свободной турбины, редуктора,
теплообменника.

При этом последовательность этапов задачи информационного описания следующая:

определяется тип ГТД;

определяется число каскадов компрессора;

определяется наличие и типы других конкретных узлов;

выполняется информационное описание ГТД.

Кроме метаправил в базе знаний имеются правила других типов:

правила-заключения, например:

ЕСЛИ: число каскадов компрессора = 2 и тип ГТД ≠ двухконтурный;

ТО: Заключить, что компрессор НД есть, компрессор ВД есть,
турбина НД есть, турбина ВД есть.

правила-запросы, например:

ЕСЛИ: есть свободная турбина

ТО: запросить наличие охлаждения свободной турбины.

правила-описания, например:

ЕСЛИ: есть компрессор НД, и тип компрессора НД - центробежный,

ТО: включить в описание: средний диаметр выходного устройства
компрессора НД, периферийный диаметр выходного устройства
компрессора НД, ширину рабочего колеса компрессора НД,
массу компрессора НД.

База знаний задачи некомпилирована с программой логического вывода что позволяет существенно экономить оперативную память.

Процедура логического вывода сопровождается трассировкой выводимых фактов, а также фактов, сообщаемых системе пользователем во время сеанса. Результат трассировки сохраняется в файле, который затем может быть просмотрен с целью объяснения сделанных системой выводов.

Связь программных модулей функциональных подсистем с локальными базами данных и локальных баз данных с интегрированной базой также, как организация внутренних и внешних интерфейсов на этапах формирования программного обеспечения в системе, осуществляется автоматизированно, на основе единой концепции данных. Смысл этой концепции заключается в том, что все данные, циркулирующие в системе, постоянно сопровождаются описанием своей структуры. При создании базовых модулей и формировании модулей-агрегатов таким является описание входных и выходных данных модуля в его паспорте. По этим паспортам, по сути являющимся концептуальной структурой файлов локальной программно-ориентированной базы данных, на этапе организации модулей-задач строится описание логической структуры локальной базы данных.

Единая концепция данных в совокупности с выбранной структурой баз данных позволяет практически реализовать гибкость и открытость информационного обеспечения.

Основанием для выбора конкретной модели системы управления базами данных (СУБД) служат три требования:

обеспечение возможности создания и ведения баз данных с разнообразными по сложности и типу структурами данных;

обеспечение совместимости СУБД с операционной системой и с системами программирования, выбранными за базовые для САПР ГТД;

обеспечение минимальных затрат на реорганизацию структур баз данных в процессе развития системы.

Анализ современных СУБД, а также исследование их возможностей при обслуживании одних и тех же баз данных на разных ЭВМ, в разных операционных системах показывают, что наиболее полно отвечает вышеперечисленным требованиям реляционно-полная СУБД FOXPRO.

Построение баз знаний

Одной из важнейших компонент рассматриваемой системы являются базы знаний (БЗ), которые включают, в свою очередь, комплекс программных средств, обеспечивающих представление элементов знаний (декларативных и процедурных) на входном языке в терминах предметной области, хранение их и обеспечение доступа к ним, а также поддерживающих функции редактирования и наполнения базы знаний.

В настоящее время известны, по меньшей мере, четыре вида моделей представления знаний: семантические сети, системы фреймов, логические модели (исчисление высказываний и предикатов) и продукционные системы.

Построение замкнутой системы понятий и отношений между ними в такой области, как проектирование авиационных ГТД, в настоящее время не представляется возможным из-за чрезвычайной сложности и трудоемкости. Поэтому использование в качестве модели представления знаний семантических сетей в рассматриваемой системе представляется нецелесообразным (по крайней мере на начальном этапе ее создания). Фреймовые модели, благодаря присущему им свойству вложенности и возможности активизации программных модулей на основе имеющихся знаний, более приемлемы для разрабатываемой системы. Однако их использование связано со значительными трудностями на этапе их программной реализации. Использование логических моделей затруднено в рассматриваемой предметной области в силу их громоздкости и трудностей преобразования знаний, полученных от экспертов в форму математической логики.

Поэтому в качестве формы представления знаний на первом этапе реализации системы выбраны правила-продукции. Подробное описание методики применения таких моделей дано в работе / 13 /. Использование таких правил получило широкое распространение в ряде экспертных систем в области авиастроения / 23, 26, 27 /. Такая форма является одной из наиболее естественных форм представления экспертных знаний, что существенно облегчает на начальном этапе эксплуатации системы процесс выявления и накопления знаний в предметной области.

В общем случае структура правила-продукции имеет вид:

ЕСЛИ: < УСЛОВИЕ 1 ^ УСЛОВИЕ 2 ^ ^ УСЛОВИЕ N >
ТО: < ДЕЙСТВИЕ >

При истинности условия выполняется предписываемое правилом действие.

Истинность условия с учетом неопределенности входящих в него фактов (выраженной в показателе определенности) вычисляется на основе теории нечетких множеств. Условие считается истинным, если полученное значение превышает некоторый порог.

В системе предусмотрены два вида основных действий:

заключение;

процедура.

Причем заключение может иметь два варианта: заключения о фактах и заключения о гипотезах.

В случае заключения о фактах, их показатель определенности вычисляется в виде специальной функции с учетом показателя определенности условия и определенности, заключенной в части действия правила.

В случае заключения о гипотезе, показатель определенности гипотезы определяется по теореме Байеса как вероятность гипотезы при свидетельствах.

Модульность организации знаний в производственной системе, которая вытекает из того, что каждое правило представляет собой законченный фрагмент знаний, позволяет легче структурировать знания.

Таким образом, БЗ системы состоит из базы фактов (структурированных в соответствии с семантикой и этапами решения задач), и базы правил, построенных на данном множестве фактов и порождающих либо новые факты, либо отражающих процедурные знания, касающиеся рассматриваемых задач.

Факты в системе представляются связанной совокупностью следующих атрибутов:

словесная формулировка (текст);

показатель определенности (от 0 до 1);

код (устанавливается автоматически и служит для удобства организации подсистемы логического вывода).

Правила в системе представлены в виде совокупности стандартизованных программных единиц, допускающих их обработку машиной логического вывода.

Существующий опыт создания экспертных систем указывает на необходимость разделения собственно базы знаний и механизма логического вывода.

Необходимость выделения базы фактов объясняется тем, что в гибридных системах база фактов трудносовместима с базой данных, так как на базу данных возлагается задача обслуживания расчетных модулей гибридной САПР. Это приводит к тому, что база данных становится программно-ориентированной и достаточно большой.

Функции же базы фактов заключаются в обслуживании логического вывода. Кроме того, операции взаимодействия программ с базой фактов сводятся в большинстве случаев к добавлению фактов в базу и выборке фактов из базы по их имени. Это позволяет отказаться от использования мощных СУБД и повысить эффективность работы с базой фактов.

В связи с изложенным выше при реализации базы знаний и механизма логического вывода были заложены следующие принципы:

нескомпилированная база знаний, т.е. программы, реализующие правила-продукции, не компилируются с программой логического вывода, а загружаются в память непосредственно в ходе логического вывода последовательно;

разделенность базы знаний и механизма логического вывода;

наличие в базе лишь тех фактов, значения которых установлены к моменту процесса логического вывода;

наличие средств редактирования базы знаний;

наличие механизма объяснения логического вывода;

иерархичность базы знаний, т.е. наличие в ней правил и метаправил.

Стремление повысить быстродействие системы, не теряя при этом полноты знаний о предметной области, определяет два уровня структуры базы знаний системы. На верхнем уровне (рис.6.6) база знаний разделена на подобласти, соответствующие основным группам решаемых задач. При выборе пользователем задачи, которую он

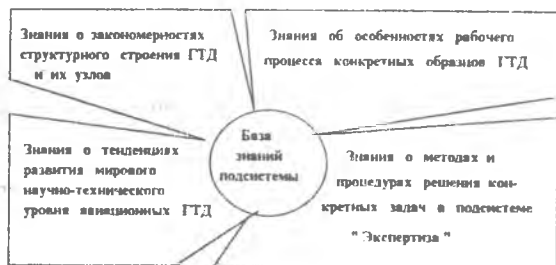


Рис.6.6. Верхний уровень структуры базы знаний

собирается решать, организуется связь с соответствующей подобластью базы знаний. Внутри каждой подобласти правила-продукции размещаются в виде списков, поскольку последовательность их применения определяется текущим состоянием данных задачи и стратегией вывода заключений в подсистеме логического вывода. На нижнем уровне (рис.6.7) структура базы знаний представляется стандартной формой правила-продукции, допускающей его обработку подсистемой логического вывода



Рис.6.7. Нижний уровень структуры базы знаний (структура правила-продукции)

Механизм логического вывода и редактор базы знаний

Собственно механизм логического вывода представляет собой управляющую программу, которая выполняет следующие основные операции:

загрузка в память программы-правила, обработка которого необходима в данный момент;

поиск значений необходимых фактов;

выполнение действий по добавлению значений вновь полученных фактов в базу фактов.

Такое построение механизма логического вывода позволяет размещать в оперативной памяти ЭВМ в каждый момент лишь по одному правилу из каждого уровня иерархии базы знаний. Управление порядком выбора правил из базы знаний при этом осуществляется с помощью метаправил различных уровней. Таким образом снимается ограничение на размер обрабатываемой базы знаний с точки зрения объема оперативной памяти, что неизбежно имеет место в случае скомпилированной базы знаний.

Другим важным достоинством такого механизма логического вывода является то, что размещаемая в оперативной памяти база фактов содержит лишь те факты, которые либо анализировались уже обрабатываемыми правилами, либо выведены в ходе их обработки, т.е. поддерживается актуальная база фактов.

В том случае, когда при попытке обработать правило обнаруживается, что в базе отсутствуют необходимые факты, организуется соответствующий запрос к пользователю.

Описанный механизм позволяет активизировать те вычислительные процедуры, которые требуют выполнить обрабатываемое правило, при этом устанавливается их связь с базой данных системы.

Строго говоря, процесс логического вывода при таком подходе разделен между описанным механизмом и базой знаний, что позволяет в силу их независимости достаточно легко менять стратегию вывода путем редактирования базы знаний.

Одной из важных компонент системы является редактор базы знаний. Основная функция редактора базы знаний заключается в предоставлении удобного для пользователя интерфейса, позволяющего ему путем формирования правил на близком к естественному языку заносить их в базу знаний или изменять уже имеющиеся.

Обработка сформулированного на входном языке правила состоит из следующих этапов:

трансляция правила на язык программирования (например, Паскаль, ПЛИ и т.п.), в результате чего формируется стандартизированный программный модуль-правило;

проверка, и в случае необходимости, добавление в словарь системы новых фактов с одновременным запросом у пользователя возможных значений этих фактов;

создание необходимого текста для механизма объяснений.

Входной язык позволяет при формулировке правила использовать все математические операции и отношения, а также использовать ряд специальных директив. Например, таких как:

"просмотреть правило...." (для метаправил),

"заключить, что... с вероятностью ..." (для заключений о фактах),

"запросить значение ...",

"выполнить процедуру...".

Таким образом, база знаний представляет собой библиотеку объектных модулей-правил, словарь фактов, библиотеку текстов правил. База знаний размещается во внешней памяти, а структура ее хранения не связана с логической структурой, поскольку доступ к каждому конкретному правилу организован по его имени, совпадающему с именем файла хранения программного модуля-правила.

Структура базы знаний находит свое отражение в метаправилах, которыми в зависимости от состояния базы фактов направляется поиск на множестве правил. Следует отметить, что на самом верхнем уровне иерархии базы знаний реализован полный перебор правил. Такой подход представляет определенные преимущества

при разработке и отладке базы знаний, когда зачастую требуется внесение в нее изменений.

Метаправила обычно направляют просмотр на ту или иную группу правил по определенному условию. В простейшем случае таким условием является некоторое общее подусловие в части "ЕСЛИ" правил, входящих в группу. Это упрощает формулировки правил за счет сокращения записи частей "ЕСЛИ:".

Однако метаправила могут иметь и достаточно сложные условия. При этом реализованный подход позволяет строить сложную структуру базы знаний, допускающую перекрытие групп правил, избегая при этом их дублирования.

Важной особенностью разработанного механизма является то, что все правила и метаправила из базы знаний обрабатываются одной программой, что делает деление на правила и метаправила в известной степени условным и позволяет практически без ограничений усложнять структуру базы знаний.

Одним из основных методологических аспектов построения экспертных систем является управление вероятностью заключения при логическом выводе.

В разработанной системе реализован подход, основанный на теореме Байеса о вероятности заключения при свидетельствах, который в разных своих аспектах развит в системах MICIN и PROSPECTOR / 14, 16 /. Механизм управления вероятностью, как и логический вывод разделен между базой знаний и механизмом логического вывода.

В модулях-правилах при анализе части "условие" учитываются с помощью стандартной процедуры так называемые "коэффициенты уверенности" входящих в условие фактов, и в конечном счете определяется значение вероятности истинности условия.

Часть - действие правила выполняется в том случае, если условие истинно с вероятностью не меньше установленного порогового значения.

В случае получения заключения о факте при помещении его в базу фактов, процедурой механизма логического вывода выполняется анализ, в ходе которого устанавливается наличие данного факта в базе фактов и соответствующее ему значение "коэффициента уверенности" из двух: имеющегося в базе фактов и полученного в данном заключении.

Механизм объяснений логического вывода реализован в виде трассировки обработанных правил с указанием значений соответствующих фактов. Для чего используются тексты, создаваемые редактором базы знаний и представляющие собой словесные формулировки правил в терминах предметной области.

6.4. ПРИМЕР ОБЩЕСИСТЕМНОГО И ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ГИБРИДНОЙ САПР ГТД

Излагаемое ниже описание программного обеспечения рассматривается на примере гибридной САПР, созданной авторами концепции совместно с разработчиками функциональных подсистем: А.Б.Ивановым, М.А.Морозовым, В.А.Сергеевым, Ю.М.Сивцовым и общесистемного программного обеспечения: В.Б.Ломакиным, С.Г.Поповым, П.В.Христенко.

Общесистемное программное обеспечение

В состав общесистемного программного обеспечения гибридной САПР ГТД помимо штатной операционной системы и СУБД входит специально разработанное системное наполнение (см.рис.6.3), включающее подсистемы автоматизированной разработки программного обеспечения (ПО), организации вычислительного процесса, информационную подсистему и подсистему сопровождения. С помощью этого специального системного наполнения обеспечивается автоматизированная разработка, отладка и модификация функционального наполнения, эффективная организация процесса проектирования в диалоговом режиме, организация информационного взаимодействия функциональных подсистем САПР и проектировщиков ГТД.

Подсистема автоматизированной разработки программного обеспечения

Предназначена для автоматизации разработки и модификации ПО функциональных подсистем САПР. Автоматизация программирования в системе достигается за счет перехода от способа описания алгоритма на уровне команд языка программирования к работе с крупными программными блоками-модулями (см.рис.6.4). Этот подход обеспечивает гибкое построение ПО непосредственно прикладным аналитиком САПР, который осуществляет разработку и модификацию алгоритмов и методик функционального наполнения. Разработанные с помощью подсистемы базовые модули и модули-агрегаты реализуют, как правило, проектные операции, которые в дальнейшем с помощью средств подсистемы организации вычислительного процесса собираются в проектные процедуры (под проектной процедурой, состоящей из комплекса проектных операций, понимается совокупность программных компонент, предназначенная для решения конкретной проектной задачи).

Основными задачами подсистемы являются:

разработка спецификаций на программные единицы, которые называются паспортами и являются стандартным описанием модулей в их жизненном цикле в системе;

разработка программных текстов базовых модулей и модулей-алгоритмов с организацией специальных межмодульных интерфейсов данных;

организация отладки и тестирования разработанных модулей.

Решение перечисленных задач в подсистеме автоматизировано, поддерживается специальными инструментальными средствами, методами и входным языком.

В основу модульной технологии данной подсистемы положена специально разработанная алгебра, операндами которой являются имена программных модулей, а проводимые над ними операции: "сложение", "ветвление", "включение" эквивалентны базовым управляющим конструкциям структурного программирования: "последовательности", "ветвлению" и "циклу".

Задание на формирование модуля-агрегата в этой инструментальной подсистеме описывается на входном языке, ориентированном на пользователя-проектировщика в терминах его предметной области.

Взаимодействие пользователя с подсистемой осуществляется в диалоговом режиме. Все этапы автоматизированной разработки ПО в системе реализуются под управлением специального монитора с помощью его четырех основных функций: работа с паспортами; разработка базовых модулей; разработка модулей-агрегатов; работа с архивом программного обеспечения.

Кроме монитора основными компонентами подсистемы являются генератор паспортов, генератор программного текста базового модуля по его паспорту, транслятор модульной технологии, диалоговый отладчик и модули работы с архивом программного обеспечения.

Подсистема организации вычислительного процесса

Предназначена для автоматизации процесса разработки и выполнения проектных процедур функциональных подсистем САПР ГТД. Базисом для разработки процедур являются модули-агрегаты, подготовленные с помощью модульной технологии (рис.6.4).

Подсистема при разработке автоматизированных проектных процедур реализует: формирование модулей-задач из модулей-агрегатов; формирование проектных процедур, объединяющих несколько модулей-задач.

Модуль-задача представляет собой специфическую программную единицу САПР ГТД, объединяющую в себе модуль-агрегат (с его паспортом) и описание внешних интерфейсов задачи по данным (с файлами, с базами данных и др.). Формирование проектных процедур заключается в описании состава входящих в них модулей-задач и порядка их выполнения. Помимо разработки проектных процедур, подсистема обеспечивает вызов и управление ходом исполнения модулей-задач, связь отдельных модулей-задач по данным. Процесс выполнения процедур и модулей-задач носит диалоговый характер. Входные языки подсистемы используют конструкции русского языка и ориентированы на конечного пользователя, не имеющего навыков программирования.

Основными компонентами подсистемы являются: инструментально-технологический пакет программ разработки функциональных подсистем, монитор организации вычислительного процесса и архив подсистемы.

Информационная подсистема

Представляет собой специализированную подсистему, методологические основы которой описаны в разделе 6.3. Выполняет функции организации и ведения интегрированной и локальной баз данных, формирования интерфейсов между подсистемами САПР и базами данных и знаний.

Базовым инструментальным средством подсистемы является реляционная СУБД. В рамках всей системы данная подсистема реализует следующие функции: информационно-справочный режим работы пользователя с интегрированной базой данных; создание интегрированной базы данных динамической структуры; автоматическое создание структур локальных баз данных;

- запись информации в локальные базы данных при решении проектных задач и выбор из них необходимой информации;
- обмен информацией между подсистемами через интегрированную базу данных;
- ведение словаря системы;
- ведение архива программного обеспечения САПР;
- различные сервисные функции для администратора информационного наполнения САПР;
- обеспечение регламентированного доступа к информации для различных категорий пользователей.

Функциональное программное обеспечение

Функциональное наполнение рассматриваемого варианта гибридной САПР ГТД включает базовый комплекс из 5-ти основных функциональных подсистем, охватывающих все основные задачи этапа предэскизного проектирования авиационных ГТД (рис.6.3).

ПОДСИСТЕМА "АППАРАТ" представляет собой специальную подсистему, методологические основы которой описаны в разделе 4.1. Предназначена для оптимизации и выбора рациональных параметров рабочего процесса ГТД на основе согласования параметров ЛА и двигателя. При отсутствии конкретных данных проекта ЛА используются характеристики ЛА-прототипа. Таким образом подсистема позволяет осуществлять опережающее проектирование ГТД относительно ЛА. Подсистема позволяет учесть влияние на выбор параметров рабочего процесса ГТД не только особенностей схемы и узлов двигателя, но и особенностей ЛА (его основных данных, полетных циклов, режимов полета, дальности и т.п.). Она представляет собой систему взаимосвязанных математических моделей аэродинамики и массы ЛА, рабочего процесса и массы двигателя, летно-технических и экономических характеристик.

В подсистеме решаются следующие задачи:

- разработка вариантов облика рабочего процесса ГТД; выбор и обоснование оптимального для ЛА варианта проекта двигателя с учетом неопределенности исходных данных и многокритериальной оценки эффективности ЛА, накладываемых ограничений; формирование технического задания на создание перспективных вариантов ГТД;

- сравнение эффективности альтернативных вариантов двигателей в системе конкретных ЛА;

- поисковые проработки оптимальных параметров и перспективных схем ГТД для выработки основных направлений создания научно-технического задела.

ПОДСИСТЕМА "Ц И К Л". Предназначена для выбора параметров рабочего процесса ГТД под заданные технические условия. Подсистема базируется на математической модели ГТД, использующей обобщенные характеристики узлов (или характеристики прототипов), и позволяет определить оптимальные для заданных технических условий значения основных технико-экономических показателей двигателя. Подсистема используется на начальных этапах проектирования для детальной проработки рационального варианта

параметров ГТД, определяющих облик рабочего процесса двигателя по различным критериям оптимизации и зависящих от заданных ограничений в элементах двигателя.

Подсистема позволяет решать следующие задачи:

параметрический анализ рабочего процесса ГТД;

расчет высотно-скоростных, дроссельных и других характеристик двигателя;

определение областей оптимальных параметров ГТД и его размерности, удовлетворяющих техническому заданию и заданным ограничениям;

проведение аппроксимации конкретных (либо обобщенных) характеристик лопаточных машин с помощью сплайн-функций;

визуализация полученных результатов либо на экране терминала, либо в виде "твердой" копии на графопостроителе.

Результатом работы в подсистеме являются значения параметров рабочего процесса, КПД узлов и коэффициентов потерь в проточной части, его размерность, технико-экономические показатели двигателя, а также выбор его эксплуатационных характеристик, основанный на математических моделях компрессора и турбины с ее поступенчатым описанием.

ПОДСИСТЕМА "О Б Л И К". Предназначена для решения комплекса задач анализа и синтеза рационального конструктивно-геометрического облика турбокомпрессоров ГТД различных схем.

Базовый вариант подсистемы предусматривает решение следующих основных задач.

согласование конструктивно-геометрических параметров элементов турбокомпрессора ГТД;

поступенчатый расчет геометрических параметров основных узлов турбокомпрессоров;

расчет критериев, характеризующих эффективность турбокомпрессора (масса, КПД, габариты и т.п.);

параметрические исследования влияния изменения конструктивно-геометрических параметров и схемных признаков турбокомпрессора на критерии его эффективности;

определение оптимальных конструктивно-геометрических параметров и оптимального варианта схемы турбокомпрессора ГТД. Данная задача является задачей структурно-параметрической оптимизации, в которой наряду с конструктивно-геометрическими параметрами оптимизируется схема турбокомпрессора: число валов, тип компрессора, турбины, камеры сгорания, число ступеней турбомашин и т.д.;

расчет КПД осевого, центробежного, осецентрибежного компрессоров, осевых и радиально-осевых турбин при заданной их геометрии. Данная задача включает расчет термогазодинамических параметров турбомашин по среднему радиусу и по высоте лопаток с детальным учетом потерь;

визуализация проточной части и конструктивной схемы турбокомпрессора со степенью детализации, соответствующей данному этапу проектирования на графическом дисплее, и документирование на графопостроителе.

Исходные данные и результаты работы подсистемы могут выводиться на экраны алфавитно-цифрового, графического дисплея, графопостроитель или АЦПУ в виде соответствующих документов, либо храниться в локальной базе

данных подсистемы или отображаться, в случае необходимости, в интегрированной базе данных системы

ПОДСИСТЕМА "ХАРАКТЕРИСТИКИ". Предназначена для расчета требуемого набора эксплуатационных характеристик ГТД и основана на использовании детализированной математической модели с повенцовым описанием турбины. Это позволяет учитывать изменение параметров газа в межлопаточном канале венца и, кроме того, учитывать изменения зазоров в лопаточной машине, нарушение автомодельности по числу Рейнольдса, повышенные отборы и утечки охлаждающего воздуха и возможность его частичного отключения, изменение термодинамических свойств рабочего тела.

Подсистема используется на завершающем этапе предэскизного проектирования, когда известны геометрические размеры двигателя, имеются конкретные данные основных узлов двигателя.

В подсистеме решаются следующие задачи:

- расчет уточненных эксплуатационных характеристик ГТД на установившихся режимах;
- выбор и обоснование программы регулирования ГТД.

Результатом работы в подсистеме является комплект эксплуатационных характеристик ГТД.

ПОДСИСТЕМА "ЭКСПЕРТИЗА". Является интеллектуальной надстройкой гибридной САПР. Представляет собой специальную подсистему, методологические основы которой описаны в гл.5. Предназначена для количественной оценки относительного НТУ проектируемого ГТД по сравнению с конкурирующими образцами аналогичного типа и назначения, выработки рекомендаций о наиболее эффективных путях совершенствования НТУ проекта, анализа направлений развития ГТД-аналогов у зарубежных фирм и разработки обоснований необходимого научно-технического задела. Позволяет осуществлять непрерывный мониторинг как в процессе проектирования ГТД, так и при его доводке.

Базовый вариант подсистемы предполагает решение экспертных задач, подробно рассмотренных в разд.6.2, которые позволяют автоматизировать разработку и модификацию ПО функциональных подсистем и ИБД, определять характеристики НТУ проекта ГТД, а также осуществлять распознавание облика рабочего процесса двигателей-конкурентов

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. БУДЗИНАУСКАС М.Н., ГАВРИЛОВ М.А., РАШНИКОВ Ю.В., ТИХОНОВ Н.Д. Влияние отклонений в прогнозах развития технического уровня перспективных двигателей и магистральных самолетов ГА на их технико-экономические характеристики // Исследования, испытания и надежность авиационных двигателей / Тр. ГОСНИИГА. - 1981. Вып. 20. С.13-19.
2. ГРИГОРЬЕВ В.А., КОВАРЦЕВ А.Н., КУЗЬМИЧЕВ В.С. и др. Концепция построения и реализации гибкой САПР газотурбинных двигателей. / КуАИ. - Куйбышев, 1968. - 148 с. Деп. НИИ тяж.маш. № 231 тн.88 от 27.09.88.
3. ДЭВИД Г. Метод парных сравнений. - М.: Статистика, 1978. 144 с.
4. Иностранные авиационные двигатели: Справочники - М.: ЦИАМ, 1971-1992 г.
5. Искусственный интеллект - основа новой информационной технологии / Пospelов Г.С. - М.: Наука, 1988. 280 с.
6. Искусственный интеллект: В 3 кн. Кн.1. Системы общения и экспертные системы: Справочник / Под ред. Э.В.Попова. - М.: Радио и связь, 1990. 464 с.
7. КЕНДЭЛ М. Ранговые корреляции. - М.: Статистика, 1975. 216 с.
8. МАСЛОВ В.Г. Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД. - М.: Машиностроение, 1981. 127 с.
9. МИНИН Б.А. Уровень качества. - М.: Издательство стандартов, 1989. -182 с.
10. ОВРУЦКИЙ Е.А. Методика определения экономической эффективности транспортных самолетов и уровня их технико-экономического совершенства. М.. Тр. ГОСНИИГА, 1975. - 168 с.
11. ОРЛОВ А.И. Устойчивость в социально-экономических моделях. М.: Наука, 1979. - 295 с.
12. ОСИН М.И. Методы автоматизированного проектирования летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1984. - 167 с.
13. ПОПОВ Э.В. Экспертные системы: Решение неформализованных задач в диалоге с ЭВМ. - М.: Наука, 1987. - 228 с.
14. Построение экспертных систем: Пер. с англ. / Под ред. Ф.Хейеса-Рота, Д.Уотермана, Д.Лената. - М.: Мир, 1987. - 441 с.
15. Прогнозы развития и сравнительный анализ технико-экономической эффективности различных типов авиационных ГТД, перспективных магистральных самолетов гражданской авиации / Тихонов Н.Д., Луковский Б.Е., Будзинаускас М.П., Маскай А.В., Могилевский Г.Д., Рашников Ю.В. // Тр. У научных чтений по космонавтике. М.: ИИЕТ АН СССР. 1983. С.66-77.
16. САПР: Формирование и функционирование проектных модулей. / О.Л.Смирнов, С.Н.Падалко, С.А.Пявский. - М.: Машиностроение, 1987. - 272 с.
17. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С.М.Шляхтенко. - М.: Машиностроение, 1987. - 568 с.
18. ТИЦЕНКО М.Н., НЕКРАСОВ А.В., РАДИН А.С. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. М.: Машиностроение, 1979. - 184 с.
19. Ускорение научно-технического прогресса - основа интенсификации / Под ред. Г.А.Краюхина. - М.: Экономика, 1987. - 303 с.

20. ФЛОРОВ И.Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации. - Труды ЦИАМ, N 1099, 1985. - 260 с.
21. ШЕЙНИН В.М., КОЗЛОВСКИЙ В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. - М.: Машиностроение, 1984. 552 с.
22. ЮГОВ О.К., СЕЛИВАНОВ О.Д. Основы интеграции самолета и двигателя. М.: Машиностроение, 1989. - 300 с.
23. Cadfiber as on intelligent fool for the designer / Effing M.// Eng. Plast - 1989. - 2. N6. с.399 - 422 -англ.
24. Grieb H., Klussman W. Regenerative helicopter engine - advances in performance and expected development problems - MTU Paper Reprinted from Conference Proceedings NO302 - 88. 1988.
25. Grieb H., Eckardt D. (MTU) Propfan and turboprofan - antagonism or synthesis - JCAS - 86 - 3.8.2., 1986.
26. Materials and processes design aids - an application of expert system / Achrekar Prakash M. // AJAA Comput. Aerosp VII Conf., Monterey, Calif, Oct. 3-5, 1989: Collect Techn. Pap Pt. 1 - Washington (D.C.), 1989 - с. -107 - 109.
27. New approach for the solution of modern aerospace systems using the artificial intelligence / EJ - Arabaty M.//AJAA Comput. Aerosp. VII Conf, Monterey, Calif, Oct 3-5, 1989: Collecn. Techn. Pap. Pt. 1 - Washington (D.C.), 1989 - 300 - 310 - англ.
28. Steinmetz R.B., Wagner M.J. Turboprofan engine cycle design-year 2.000 - AJAA Paper N86 - 2705., 1986.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Глава 1. ПРОБЛЕМЫ ВЫБОРА ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННОГО ГТД	6
1.1. Общий обзор проблем оптимизации и выбора параметров авиационных ГТД	6
1.2. Проблемы оптимизации проектных параметров авиационных ГТД	12
1.3. Проблемы выбора расчетного режима авиационных ГТД	15
Глава 2. КРИТЕРИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДВИГАТЕЛЕЙ В СИСТЕМЕ ЛА И ИХ ЗАВИСИМОСТЬ ОТ ОСНОВНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ ДАННЫХ ГТД	18
2.1. Общие критерии эффективности авиационных ГТД	18
2.2. Техничко-экономические критерии, характеризующие эффективность двигателей в системе ЛА. Закономерности их связи с основными данными силовой установки	21
2.3. Необходимые параметрические зависимости для оптимизации рабочего процесса ГТД	29
Глава 3. МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ОПТИМИЗАЦИИ И ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД	33
3.1. Общие закономерности возникновения экстремумов критериев эффективности ЛА при оптимизации параметров их СУ	33
3.2. Области оптимальных параметров ГТД	36
3.3. Проблемы учета неопределенности исходной проектной информации при выборе параметров ГТД	38
3.4. Оценка устойчивости оптимальных значений параметров авиационных ГТД в условиях неопределенности исходной информации	42
3.5. Оценка риска проектного решения при выборе параметров авиационных ГТД в условиях неопределенности исходной информации	50
Глава 4. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД ДЛЯ ДОЗВУКОВЫХ ЛА	58
4.1. Методология оптимизации и выбора параметров силовой установки ЛА	58
4.2. Основные закономерности выбора параметров ГТД при их проектировании для ЛА конкретного типа и назначения	68

Глава 5. ОЦЕНКА НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО УРОВНЯ ПРОЕКТА АВИАЦИОННОГО ГТД	84
5.1. Проблемы оценки научно-технического уровня проекта ГТД.....	84
5.2. Экспертный метод оценки научно-технического уровня проекта авиационного ГТД	86
5.3. Экспертный метод распознавания вероятного облика рабочего процесса авиационного ГТД при нехватке опубликованной информации	101
Глава 6. СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ АВТОМАТИЗАЦИИ НАЧАЛЬНЫХ ЭТАПОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД	111
6.1. Проблемы совершенствования САПР авиационных ГТД	111
6.2. Концепция построения гибридной САПР авиационных ГТД	119
6.3. Информационное обеспечение гибридной САПР ГТД	130
6.4. Общесистемное и функциональное программное обеспечение гибридной САПР ГТД	137
Список литературы	143

Учебное издание

МАСЛОВ Валентин Григорьевич

КУЗЬМИЧЕВ Венедикт Степанович

КОВАРЦЕВ Александр Николаевич

ГРИГОРЬЕВ Владимир Алексеевич

**ТЕОРИЯ И МЕТОДЫ НАЧАЛЬНЫХ ЭТАПОВ
ПРОЕКТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД**

Учебное пособие

Редактор Т.К.Крестина

Техн.редактор Г.А.Усачева

Подписано в печать 25.01.96 г. . Формат 60 x 84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная. Усл.печ.л. 8,6.

Усл. кр.-отт. 8,7. Уч.- изд.л. 8,8. Тираж 600 экз.

Заказ 15.

Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С.П.Королева.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Издательство Самарского государственного аэрокосмического университета.
443001 Самара, ул. Ульяновская, 18.